

# **Experimentelle Abgasanalyse an einem Hubschraubertriebwerk mit dem Schwerpunkt Ultrafeinstaubemissionen**

**Marius Rohkamp**

Vollständiger Abdruck der von der Fakultät für Luft- und Raumfahrttechnik  
der Universität der Bundeswehr München  
zur Erlangung des akademischen Grades eines

**Doktor-Ingenieurs (Dr.-Ing.)**

angenommenen Dissertation.

Gutachter:

- 1. Univ.-Prof. Dr.-Ing. habil. Lars Zigan**
- 2. Prof. Dr.-Ing. habil. Andreas Hupfer**

Diese Dissertation wurde am 14.05.2025 bei der Universität der Bundeswehr  
München eingereicht und durch die Fakultät für Luft- und Raumfahrttechnik am  
15.09.2025 angenommen. Die mündliche Prüfung fand am 04.11.2025 statt.



# Danksagung

Die vorliegende Arbeit entstand während meiner Tätigkeit als Ausbildungs- und Lehroffizier an der Universität der Bundeswehr München. Mein militärischer Dienstposten war dabei fachlich unter den Instituten Chemie und Umwelttechnik sowie Werkstofftechnik an der Fakultät für Maschinenbau aufgeteilt, wobei ich disziplinarisch vom Studentenfachbereich A geführt wurde. Für das Promotionsvorhaben führte mich der Weg an das Institut für Aeronautical Engineering, genauer gesagt an die Professur für Luftfahrtantriebe, ebenfalls an der Fakultät für Maschinenbau.

Mein erster Dank geht an den fachlichen Betreuer meiner Arbeit: Prof. Dr.-Ing. habil. Andreas Hupfer. Ohne die Unterstützung von Andreas hätte ich die vorliegende Arbeit nicht schreiben können. Sein Vertrauen in meine Arbeit motivierte mich un-  
gemein, den Weg der Promotion mit konstanter Leistung zu beschreiten. Ich konnte in jedem Gespräch, sei es fachlich oder privat, etwas mitnehmen.

Ebenfalls danke ich Prof. Dr.-Ing. habil. Lars Zigan für die Möglichkeit die kooperative Promotion am Institut für Thermodynamik an der Fakultät für Luft- und Raumfahrttechnik durchzuführen.

Weiterhin möchte ich Prof. Dr. rer. nat. Thomas Adam danken, welcher als Institutsleiter der Chemie und Umwelttechnik den messtechnischen Grundstein für die vorliegende Arbeit gelegt und darüber hinaus mir meine Freiheiten zur Anfertigung der Dissertation gelassen hat. Im gleichen Atemzug möchte ich Prof. Dr.-Ing. Günther Löwisch danken, welcher mir ebenfalls die benötigte Zeit für die zahlreichen Messkampagnen ohne direkten Bezug zur Werkstoffkunde eingeräumt hat. Des Weiteren möchte ich mich über wertvolle fachliche Beiträge von Theo Rindlisbacher bedanken, welcher mir einen Ausblick auf kommende Entwicklungen der ICAO-Standards gegeben hat.

Ein großes Dankeschön geht ebenfalls an alle Kolleginnen, Kollegen sowie Kameradinnen und Kameraden an der Universität der Bundeswehr München, anderen kooperierenden Universitäten sowie der Bundeswehr, insbesondere der Luftwaffe. Namentlich möchte ich vor allem diejenigen aufführen, welche mir bei den umfangreichen Messkampagnen tatkräftig zur Seite standen: Alexander Rabl, Jan Bendl, Niels Herter, Benedikt Gündling, Mohammad Reeza Saraji-Bozorgzad, Christian Helcig und Barbara Giocastro. Eure Unterstützung zeigt, dass Kameradschaft nicht nur ein militärisch geprägter Begriff ist.

Schlussendlich möchte ich mich bei meiner Familie, besonders bei Ricarda und Sebastian, bedanken. Zuletzt geht mein herzlichster Dank an meine Freundin Nadine

Runggaldier. Nadine hat nicht nur mit ihrem „Design-Auge“ meine Arbeit korrigiert, sondern mich in der wohl lehrreichsten Zeit meines Lebens unterstützt. Trotz vierjähriger Fernbeziehung, circa 800 Stunden im Zug sowie diverser Wochenenden, welche ich dieser Arbeit ohne Ablenkung gewidmet habe, haben wir als Team funktioniert. Ohne ihre Unterstützung in Form von unzähligen Yoga-Stunden, Meditationen und Surf-Urlaube wäre alles deutlich anstrengender geworden.

# Zusammenfassung

Diese Arbeit untersucht die Abgasemissionen des Hubschraubertriebwerks Allison 250-C20B unter Verwendung von konventionellem Kerosin (Jet A-1) und alternativen Kraftstoffen. Die untersuchten Alternativen umfassen zum einen nachhaltigen Flugkraftstoff (Sustainable Aviation Fuel, SAF) auf Basis hydrierter Pflanzenöle und tierischer Fette (Hydroprocessed Esters and Fatty Acids, HEFA), zum anderen synthetisches paraffinisches Kerosin aus dem Fischer-Tropsch-Verfahren (Fischer-Tropsch Synthetic Paraffinic Kerosene, FT-SPK). Der Fokus liegt auf der chemisch-physikalischen Charakterisierung der gas- und partikelförmigen Emissionen. Nicht-regulierte Triebwerke, wie das untersuchte, tragen erheblich zur Luftverschmutzung bei, insbesondere durch hohe Emissionen während des Bodenbetriebs. Alternative Kraftstoffe stellen eine potenzielle Möglichkeit zur Reduktion der Schadstoffemissionen dar.

Der thermische Wirkungsgrad bei modernen Triebwerken wird vor allem durch ein höheres Druckverhältnis mit gleichzeitig höheren Verbrennungstemperaturen erreicht. Dadurch kann ein besserer Ausbrand mit weniger Schadstoffkomponenten wie Kohlenstoffmonoxid (CO), unverbrannten Kohlenwasserstoffen (UHC) sowie flüchtigen organischen Verbindungen (VOC) erreicht werden. Gleichzeitig steigen jedoch aufgrund der höheren Verbrennungstemperaturen die Stickstoffoxid ( $\text{NO}_x$ ) Emissionen an. Die im untersuchten Triebwerk eingesetzte konventionelle Brennkammertechnologie, welche im Auslegungsfall mit einer brennstoffreichen (fetten) Primärzone arbeitet, zeigt einen deutlichen Einfluss der Kraftstoffaufbereitung und der Verbrennungsbedingungen auf das Emissionsprofil. Im Gegensatz dazu verdeutlichen neuere Brennkammerkonzepte wie Rich-Burn Quick-Quench Lean-Burn (RQL) und Lean-Direct-Injection (LDI) das Potenzial moderner Technologien zur Minderung von Schadstoffemissionen. Gasförmige Emissionen beeinflussen die Bildung von Partikeln, da aromatische Kohlenwasserstoffe, vorrangig polyzyklische aromatische Kohlenwasserstoffe (PAK), als Rußvorläufer dienen. Während Aromaten in erdölbasiertem Kerosin chemisch gebunden vorkommen, fehlen sie in alternativen Kraftstoffen, was zu einem unterschiedlichen Emissionsverhalten führt.

Die Messergebnisse zeigen, dass die auf ein Kilogramm verbrannten Kraftstoff bezogenen Emissionen, auch als Emissionsindizes (EI) bezeichnet, vom Lastpunkt des Wellenleistungstriebwerks und dem verwendeten Kraftstoff abhängen. Bei Volllast reduzieren sich die EI von CO, UHC und VOC durch höhere Temperaturen und Drücke, während sie bei Teillast steigen. Die  $\text{NO}_x$ -Emissionen bleiben hingegen über alle Betriebspunkte weitgehend konstant. Während bei der Verbrennung von

HEFA-SAF ähnliche Schadstoffmengen wie bei Jet A-1 im Abgas verbleiben, reduziert sich  $EI_{CO}$  um über 20 % und  $EI_{UHC}$  um knapp 37 % bei der Verwendung von FT-SPK. Dieses Verhalten kann vorrangig auf die chemische Zusammensetzung des alternativen Kraftstoffs zurückgeführt werden, welcher primär aus n- und iso-Alkanen besteht. Nicht-flüchtige Rußpartikel (non-volatile particulate matter, nvPM) zeigen ein ähnliches Verhalten wie die gasförmigen Emissionen. Während der Rußpartikelanzahl-EI bei Teillast höher ist als bei Volllast, zeigt sich ein inverser Effekt für die Rußpartikelmasse. Die auf ein Kilogramm verbrannten Kraftstoff bezogene Rußmasse ist bei Volllast höher als bei Teillast. Dies ist unter anderem auf die Durchmesser der Rußpartikel zurückzuführen, welche sich abhängig vom Lastpunkt der Allison 250-C20B ändern. Die Vergrößerung der Partikeldurchmesser ist ein Ergebnis der feineren Zerstäubung des Kraftstoffs und der höheren Kollisionswahrscheinlichkeit der in der kraftstoffreichen Primärzone der Brennkammer gebildeten Partikel. Während sich mit Jet A-1 bei niedrigen Lastpunkten vergleichsweise viele Partikel bilden, reduzieren die untersuchten alternativen Kraftstoffe die Partikelanzahl und -masse signifikant um bis zu 80 %. Dies wird ebenfalls auf die chemische Zusammensetzung und die PAK-Bildung zurückgeführt, was messtechnisch ausführlich nachgewiesen wird. Untersuchungen mit dem Rasterelektronenmikroskop zeigen keine morphologischen Unterschiede der Rußpartikel bei der Verwendung alternativer Kraftstoffe. Ein Vergleich mit regulierten Turbofan- und Turbojet Triebwerken mit einem Nettoschub über 26,7 kN zeigt, dass Triebwerke mit einer vergleichbaren fetten Primärzone ähnliche Emissionsindizes aufweisen wie das untersuchte Hubschraubertriebwerk.

Zusammenfassend kann festgehalten werden, dass die in dieser Arbeit untersuchten alternativen Kraftstoffe insgesamt einen positiven Einfluss auf die Schadstoffbildung haben, insbesondere im Hinblick auf die Rußemissionen. Dieser Effekt konnte für die im Hubschraubertriebwerk eingesetzte Brennkammertechnologie über ein breites Betriebskennfeld nachgewiesen werden. Bereits Zumischungen von 30 % und 50 % führen zu einer deutlichen Reduktion nichtflüchtiger Rußpartikel, wobei der größte Minderungseffekt beim Einsatz von 100 % SAF bzw. SPK erzielt wird.

# Abstract

This study investigates the exhaust emissions of the Allison 250-C20B helicopter engine using conventional kerosene (Jet A-1) and alternative fuels. The alternative fuels examined include a sustainable aviation fuel (SAF) based on hydroprocessed esters and fatty acids (HEFA) derived from vegetable oils and animal fats, as well as a synthetic paraffinic kerosene produced via the Fischer–Tropsch process (Fischer–Tropsch Synthetic Paraffinic Kerosene, FT-SPK). The focus is on the chemical and physical characterization of gaseous and particulate emissions. Non-regulated engines, such as the one studied, contribute significantly to air pollution, particularly due to high emissions during ground operation. Alternative fuels offer a promising option for reducing pollutant emissions.

The thermal efficiency of modern gas turbine engines is primarily achieved through higher pressure ratios combined with elevated combustion temperatures. This also enables more complete combustion, resulting in fewer pollutant components such as carbon monoxide (CO), unburned hydrocarbons (UHC), and volatile organic compounds (VOC). However, the higher combustion temperatures also lead to increased nitrogen oxide (NO<sub>x</sub>) emissions. The conventional combustion chamber technology used in the investigated engine - operating under design conditions with a fuel-rich primary zone - shows a clear influence of fuel preparation (including injection and vaporization) and combustion conditions on the emissions profile. In contrast, more recent combustion chamber concepts such as Rich-Burn Quick-Quench Lean-Burn (RQL) and Lean-Direct-Injection (LDI) demonstrate the potential of modern technologies to reduce pollutant emissions. Gaseous emissions influence particle formation, as aromatic hydrocarbons - primarily polycyclic aromatic hydrocarbons (PAH) - act as soot precursors. While aromatics are chemically bound in petroleum-based kerosene, they are absent in alternative fuels, resulting in different emission characteristics.

The measurement results show that emissions per kilogram of burned fuel - referred to as emission indices (EI) - depend on the power setting of the turboshaft engine and the fuel used. At full load, the emission indices for CO, UHC, and VOC decrease due to higher temperatures and pressures, while they increase under low power. In contrast, NO<sub>x</sub> emissions remain largely constant across all operating conditions. While combustion of HEFA-SAF produces pollutant levels similar to those of Jet A-1, EI<sub>CO</sub> is reduced by over 20 % and EI<sub>UHC</sub> by nearly 37 % when using FT-SPK. This behavior can primarily be attributed to the chemical composition of the alternative fuel, which consists mainly of n- and iso-alkanes. Non-volatile particulate matter

(nvPM) shows behavior similar to gaseous emissions. While the soot particle number EI is higher at ground-idle than at take-off, the opposite is observed for soot particle mass. The soot mass per kilogram of burned fuel is higher at full load than at partial load. This is partly due to the soot particle diameters, which vary depending on the power setting of the Allison 250-C20B. The increase in particle diameter results from finer fuel atomization and a higher collision probability of particles formed in the fuel-rich primary zone of the combustion chamber. While Jet A-1 produces a comparatively high number of particles at low loading points, the alternative fuels investigated significantly reduce both particle number and mass - by up to 80 %. This is also attributed to their chemical composition and PAH formation, as clearly demonstrated through measurements. Scanning electron microscope analyses show no morphological differences in soot particles when using alternative fuels. A comparison with regulated turbofan and turbojet engines with a net thrust above 26.7 kN shows that engines with a similar rich primary zone exhibit emission indices comparable to those of the investigated helicopter engine.

In summary, the alternative fuels investigated in this work exhibit an overall positive effect on pollutant formation, particularly with regard to soot emissions. This effect was demonstrated across a wide operating range for the combustion chamber technology used in the helicopter engine. Even blends of 30 % and 50 % result in a significant reduction of non-volatile soot particles, with the greatest reduction achieved when using 100 % SAF or SPK.

# Inhaltsverzeichnis

Danksagung	iv
Zusammenfassung	vi
Abstract	viii
Inhaltsverzeichnis	ix
Abbildungsverzeichnis	xii
Tabellenverzeichnis	xiii
Abkürzungsverzeichnis	xvi
<b>1 Einleitung</b>	<b>1</b>
<b>2 Stand der Technik</b>	<b>5</b>
2.1 Emissionsstandards und deren regulatorische Entwicklung . . . . .	5
2.2 Alternative und nachhaltige Kraftstoffe . . . . .	9
2.3 Aktuelle Forschungstrends sowie Erkenntnisse zur Emissionsreduktion	11
2.3.1 NASA Forschungsschwerpunkte . . . . .	12
2.3.2 EASA Forschungsschwerpunkte . . . . .	14
2.3.3 Alternative Kraftstoffe und deren Einfluss auf die Emissions- bildung . . . . .	16
2.3.4 Flüchtige Emissionen . . . . .	22
2.3.5 Triebwerksöl . . . . .	23
2.3.6 Kondensstreifen . . . . .	23
2.4 Herausforderungen und Lücken im aktuellen Stand der Technik . . .	25
<b>3 Grundlagen der Emissionsanalyse</b>	<b>26</b>
3.1 Ideale und reale Verbrennung in der Brennkammer einer Gasturbine .	26
3.1.1 Entstehung von gasförmigen Emissionen . . . . .	28
3.1.2 Entstehung von partikelförmigen Emissionen . . . . .	36
3.2 Brennkammern und deren Einflussgrößen auf die Schadstoffbildung .	39
3.2.1 Verbrennungsprozesse in der Brennkammer . . . . .	39
3.2.2 Brennkammertechnologien für Triebwerke . . . . .	40
3.3 Emissionsmesstechniken . . . . .	44
3.3.1 Gasanalysatoren . . . . .	44
3.3.2 Partikelanalysatoren . . . . .	49
3.4 Berechnungsmethoden der Emissionswerte . . . . .	54

3.4.1	ICAO / SAE Methode . . . . .	55
3.4.2	Andere . . . . .	57
3.5	Verluste und Messunsicherheiten . . . . .	58
3.5.1	Gasverluste . . . . .	58
3.5.2	Partikelverluste . . . . .	59
<b>4</b>	<b>Experimentelle Untersuchungen am Wellenleistungstriebwerk</b>	<b>63</b>
4.1	Allison 250-C20B . . . . .	63
4.2	Messaufbau . . . . .	65
4.2.1	Gasphase . . . . .	66
4.2.2	Partikelphase . . . . .	67
4.3	Auswahl und Eigenschaften der verwendeten Kraftstoffe . . . . .	70
4.3.1	Kraftstoffspezifikation Jet A-1 für Emissionsmessungen . . . . .	70
4.3.2	Chemische Zusammensetzung Jet A-1 sowie alternativer Kraftstoffe . . . . .	71
4.3.3	Chemisch-physikalische Eigenschaften der verwendeten Kraftstoffe . . . . .	73
<b>5</b>	<b>Auswertung</b>	<b>74</b>
5.1	Gasförmige Emissionen . . . . .	74
5.1.1	Standardemissionen (CO, UHC, NO <sub>x</sub> ) . . . . .	74
5.1.2	Aldehyde . . . . .	79
5.1.3	Sehr flüchtige und flüchtige organische Verbindungen (VVOC und VOC) . . . . .	81
5.1.4	Aromatische Verbindungen und PAK . . . . .	86
5.2	Partikelförmige Emissionen . . . . .	90
5.2.1	Partikelanzahlkonzentration . . . . .	90
5.2.2	Größenverteilungen sowie Rußpartikeldurchmesser . . . . .	92
5.2.3	Partikelmasse . . . . .	98
5.2.4	Rußpartikel-Morphologie . . . . .	101
5.3	Vergleich mit aktuellen Triebwerkstechnologien anhand der ICAO-Datenbank . . . . .	104
5.3.1	Einordnung der gasförmigen Emissionen . . . . .	104
5.3.2	Einordnung der partikelförmigen Emissionen . . . . .	105
<b>6</b>	<b>Zusammenfassung und Ausblick</b>	<b>108</b>
<b>A</b>	<b>Weitere Berechnungsmethoden der Emissionswerte</b>	<b>128</b>
<b>B</b>	<b>Berechnung der Korrekturfaktoren für nichtflüchtige Partikel</b>	<b>132</b>

<b>C</b>	<b>Experimentelle Verlustbestimmung mit einem Funken-Generator</b>	<b>135</b>
<b>D</b>	<b>Kraftstoffanalysen</b>	<b>136</b>
<b>E</b>	<b>Emissionsdaten</b>	<b>142</b>

# Abbildungsverzeichnis

1	Exemplarische Abgasemissionen eines Triebwerks aus der vollständigen Verbrennung von 1 kg Kerosin in Reiseflughöhe [4, 5]. . . . .	1
2	Überblick über die CAEP-Zyklen und den daraus resultierenden Emissionsstandards [11]. . . . .	6
3	SAF als Haupttreiber zum Erreichen der Nettonull: Szenario 1 (Förderung der Technologie und Operationen) des Waypoint-2050 Berichts der ATAG [19]. . . . .	10
4	Einfluss vom Brennkammereintrittsdruck und dem Tropfendurchmesser auf $EI_{CO}$ in Abhängigkeit vom Äquivalenzverhältnis [57]. . . . .	31
5	Einfluss der Zerstäubungsqualität auf die UHC-Emissionen in Abhängigkeit vom Äquivalenzverhältnis [57]. . . . .	33
6	Einfluss der Zerstäubungsqualität auf $EI_{NO_x}$ in Abhängigkeit vom Äquivalenzverhältnis [57]. . . . .	34
7	Bildungsprozess von Rußpartikeln [58]. . . . .	37
8	Einfluss der Zerstäubungsqualität auf die Ruß-Emissionen in Abhängigkeit vom Äquivalenzverhältnis [57]. . . . .	38
9	Exemplarische Darstellung der RQL- und LB-Brennkammertechnologie [69]. . . . .	41
10	Abhängigkeit der $NO_x$ -Emissionen vom OPR mit unterschiedlichen Brennkammertechnologien (Stand 2017) [11]. . . . .	44
11	Exemplarischer Aufbau des Interferometers vom FTIR [74]. . . . .	45
12	Exemplarischer Aufbau eines Flammenionisationsdetektors [75]. . . . .	47
13	Multimodale Partikelgrößenverteilung sowie charakteristische Kenngrößen für die Beschreibung von Partikeln [82]. . . . .	50
14	Exemplarischer Aufbau eines Kondensationspartikelzählers (CPC) [83]. . . . .	51
15	Exemplarischer Aufbau eines elektrostatischen Klassierers (DMA) [83]. . . . .	52
16	Mögliche Verlustmechanismen bei der Messung von Aerosolen: a) Verflüchtigung und Kondensation, b) Diffusion, c) Impaktion, d) Sedimentation, e) elektrostatische Aufladung, f) Thermophorese, g) Koagulation [90]. . . . .	60
17	Allison 250-C20B [98]. . . . .	64
18	Schematische Darstellung des Messaufbaus zur Abgasanalyse. . . . .	65
19	Übersicht gasförmige Probennahme MK-I bis MK-III. . . . .	67
20	Übersicht partikelförmige Probennahme MK-I. . . . .	68
21	Übersicht partikelförmige Probennahme MK-II. . . . .	69

22	Übersicht partikelförmige Probennahme MK-III. . . . .	69
23	EI <sub>CO</sub> für alle verwendeten Kraftstoffe für Take-Off und Ground-Idle. . . . .	75
24	EI <sub>UHC</sub> für alle verwendeten Kraftstoffe für Take-Off und Ground-Idle. . . . .	77
25	EI <sub>NO<sub>x</sub></sub> für alle verwendeten Kraftstoffe für Take-Off und Ground-Idle. . . . .	78
26	EI <sub>CH<sub>2</sub>O</sub> und EI <sub>C<sub>2</sub>H<sub>4</sub>O</sub> für alle verwendeten Kraftstoffe für die Betriebs- spunkte Take-Off und Ground-Idle. . . . .	80
27	EI <sub>VOC</sub> für alle verwendeten Kraftstoffe für Take-Off. . . . .	82
28	EI <sub>VOC</sub> für alle verwendeten Kraftstoffe für Ground-Idle. . . . .	83
29	VOC-GC-FID-Chromatogramme für Ref Jet A-1, 100 % HEFA-SAF sowie 100 % FT-SPK für Ground-Idle. . . . .	84
30	GC-MS Chromatogramme für Ground-Idle und Take-Off für Jet A-1, 50 % und 100 % HEFA-SAF. . . . .	86
31	REMPI-TOF-MS Massenspektren für Jet A-1 sowie 100 % FT-SPK in Ground-Idle für 1-, 2- und 3-Ring-Aromaten. . . . .	88
32	Darstellung der Signalstärke des REMPI-TOF-MS für den relativen Vergleich der Messung der Aromaten für die unterschiedlichen Be- triebspunkte bei der Verbrennung von Jet A-1 sowie 100 % FT-SPK. . . . .	89
33	EI <sub>numEP10</sub> für alle verwendeten Kraftstoffe und Betriebspunkte. . . . .	91
34	PNSD Vergleich der Messgeräte SMPS, DMS sowie AAC über alle Betriebspunkte mit Jet A-1 (MK-I). . . . .	94
35	Vergleich der SMPS-PNSD in Abhängigkeit vom Betriebspunkt sowie dem verwendeten Kraftstoff. . . . .	96
36	EI <sub>massEP10</sub> für alle Kraftstoffe und Betriebspunkte. . . . .	100
37	REM-Aufnahme von Ref Jet A-1 (MK-II). . . . .	101
38	REM-Aufnahme von Jet A-1 (MK-II). . . . .	102
39	REM-Aufnahme von 30 % HEFA (MK-II). . . . .	103
40	REM-Aufnahme von 100 % HEFA (MK-II). . . . .	103
41	Vergleich der EI für CO, UHC und NO <sub>x</sub> der Allison 250-C20B mit den gelisteten ICAO-Datenbank Triebwerken [12]. . . . .	104
42	Vergleich der EI für die korrigierte Partikelmasse und Partikelanzahl der Allison 250-C20B mit den gelisteten ICAO-Datenbank Triebwer- ken [12]. . . . .	106
43	Darstellung EI <sub>CO<sub>2</sub></sub> gegenüber dem Kraftstofffluss und den Abwei- chungen zwischen einem fest gewähltem EI <sub>CO<sub>2</sub></sub> (=3160 g/kg) und der APEX-Berechnungsmethode mit berücksichtigten Emissionen [85]. . . . .	130
44	SAE ARP 6481 Excel-Berechnungsprogramm zur Bestimmung der Korrekturfaktoren für Partikelanzahl- und Partikelmassenkonzentra- tionen. . . . .	132

45	SAE ARP 6481 Berechnungsprogramm zur Bestimmung der Korrekturfaktoren für Partikelanzahl- und Partikelmassenkonzentrationen. . . . .	133
46	Gegenüberstellung Partikelanzahlkonzentrationen CPC und SMPS. . . . .	134
47	Korrekturfaktoren nach Betriebspunkt und Messmethode. . . . .	134
48	Vergleich CPC, SMPS sowie DMS mit und ohne Catalytic Stripper mit dem vom Funken-Generator generierten Partikeln. . . . .	135
49	GCxGC Analyse des 100% FT-SPK Kraftstoffs. . . . .	136
50	Vergleich der Kraftstoffanalysen von JP-8 mit FT-SPK [28]. . . . .	138
51	GC-MS Analyse FT-SPK (AJF 6), HEFA-SPK (AJF 8) sowie einem JP-8 (CJF 3) Kraftstoff [102]. . . . .	139
52	Siedeverläufe von zwei Jet A-1 Kraftstoffen (1) [120] sowie (2) [101], einem HEFA-ATJ-Blend (29,9% HEFA + 8,4% ATJ + 61,7% Jet A-1) [120] sowie 100% FT-SPK (MK-III). . . . .	140

# Tabellenverzeichnis

1	Vergleich der PSD-Analysatoren SMPS, DMS und AAC für die Charakterisierung von Triebwerksaerosolen. . . . .	54
2	Physikalische Parameter Allison 250-C20B . . . . .	64
3	Überblick der verwendeten Messtechnik . . . . .	66
4	ICAO Kraftstoff-Spezifikationen für Emissionstests [13] . . . . .	70
5	Kraftstoffeigenschaften MK-I bis MK-III . . . . .	73
6	Tabellarische Übersicht der Kraftstoffzusammensetzung (GCxGC) des 100 % FT-SPK Kraftstoffs. . . . .	137
7	Physikalische Kraftstoffeigenschaften Jet A-1, HEFA-Blend sowie FT-SPK . . . . .	141
8	EI [g/kg] der Standardemissionen im Betriebspunkt Take-Off . . . . .	142
9	EI [g/kg] der Standardemissionen im Betriebspunkt Medium-Load . . . . .	142
10	EI [g/kg] der Standardemissionen im Betriebspunkt Low-Load . . . . .	142
11	EI [g/kg] der Standardemissionen im Betriebspunkt Ground-Idle . . . . .	143
12	EI <sub>VOC</sub> [g/kg] für die verwendeten Jet A-1 Kraftstoffe im Betriebspunkt Ground-Idle . . . . .	144
13	EI <sub>VOC</sub> [g/kg] für HEFA-SAF im Betriebspunkt Ground-Idle . . . . .	145
14	EI <sub>VOC</sub> [g/kg] für FT-SPK im Betriebspunkt Ground-Idle . . . . .	146
15	EI <sub>VOC</sub> [g/kg] für die verwendeten Jet A-1 Kraftstoffe im Betriebspunkt Take-Off . . . . .	147
16	EI <sub>VOC</sub> [g/kg] für HEFA-SAF im Betriebspunkt Take-Off . . . . .	148
17	EI <sub>VOC</sub> [g/kg] für FT-SPK im Betriebspunkt Take-Off . . . . .	149
18	EI <sub>numEP10</sub> [# /kg] für die Betriebspunkte GI und LL . . . . .	150
19	EI <sub>numEP10</sub> [# /kg] für die Betriebspunkte ML und TO . . . . .	150
20	EI <sub>massEP10</sub> [μg/kg] für die Betriebspunkte GI und LL . . . . .	150
21	EI <sub>massEP10</sub> [μg/kg] für die Betriebspunkte ML und TO . . . . .	150

# Abkürzungsverzeichnis

**AAC** Aerodynamic Aerosol Classifier

**AFR** Air-Fuel-Ratio

**APU** Auxiliary Power Unit

**ARP** Aerospace Recommended Practice

**ATJ** Alcohol to Jet

**BTEX** Benzol Toluol Ethylbenzol Xylol

**CAEE** Committee on Aircraft Engine Emissions

**CAEP** Committee on Aviation Environmental Protection

**CAN** Committee on Aircraft Noise

**CORSIA** Carbon Offsetting and Reduction Scheme for International Aviation

**CPC** Condensation Particle Counter

**CS** Catalytic Stripper

**CZ** Cetanzahl

**DMA** Differential Mobility Analyzer

**DMS** Differential Mobility Spectrometer

**EASA** European Union Aviation Safety Agency

**EENEP** Engine Exhaust Nozzle Exit Plane

**EI** Emissionsindex

**EP** Exit Plane bzw. Triebwerksaustrittsebene

**EPA** Environmental Protection Agency

**EU** Europäische Union

**FAA** Federal Aviation Administration

**FAR** Fuel-Air-Ratio

**FID** Flame Ionization Detector bzw. Flammenionisationsdetektor

**FT** Fischer-Tropsch

**FTIR** Fourier Transform Infrared Spectroscopy

**GC** Gaschromatograph u. Gaschromatographie

**GC-MS** Gaschromatographie mit Massenspektrometrie-Kopplung

**GI** Ground-Idle

**GMD** Count Mean Diameter

**GMD** Geometric Mean Diameter

**HAP** Hazardous Air Pollutants

**HEFA** Hydroprocessed Esters and Fatty Acids

**ICAO** International Civil Aviation Organization

**LAQ** Local Air Quality

**LB** Lean-Burn

**LDI** Lean Direct Injection

**LL** Low-Load

**LTO** Landing and Take-Off

**ML** Medium-Load

**MS** Mass Spectrometry

**NMHC** Non-Methane-Hydrocarbons

**NMOG** Non-Methane Organic Gases

**nvPM** non-volatile Particulate Matter

**OPR** Overall Pressure Ratio

**OZ** Oktanzahl

**PAK** Polyzyklische Aromatische Kohlenwasserstoffe

**PMSD** Particle Mass Size Distribution

**PNSD** Particle Number Size Distribution

**POA** Primäres Organisches Aerosol

**PSD** Particle Size Distribution

**PtL** Power to Liquid

**RB** Rich-Burn

**REMPI** Resonance-Enhanced Multi-Photon Ionization

**RQL** Rich-Burn Quick-Quench Lean-Burn

**SAF** Sustainable Aviation Fuel

**SARP** Standards and Recommended Practices

**SHP** Shaft Horse Power bzw. Wellenleistung

**SMD** Sauter Mean Diameter

**SMPS** Scanning Mobility Particle Sizer

**SN** Smoke Number

**SOA** Secondary Organic Aerosols

**SVOC** Semi Volatile Organic Compounds

**TO** Take-Off

**TOF** Time-of-Flight

**VOC** Volatile Organic Compounds

**vPM** volatile Particulate Matter

**VVOC** Very Volatile Organic Compounds

# 1 Einleitung

Abgasemissionen von Verbrennungsprozessen haben einen unmittelbaren Einfluss auf die lokale Luftqualität (Local Air Quality, LAQ) und wirken sich somit sowohl auf die Umwelt als auch auf die Gesundheit aus. Daher ist die Entwicklung nachhaltiger und sauberer Energiesysteme eine der größten Herausforderungen unserer Zeit, insbesondere im Hinblick auf die Begrenzung des globalen Temperaturanstiegs.

Die Erdoberflächentemperatur ist seit der vorindustriellen Zeit (1850–1900) bereits um etwa  $1,1\text{ °C}$  gestiegen [1]. Hauptverantwortlich für diese Erwärmung ist der anthropogene Klimawandel, der primär durch die Verbrennung fossiler Kraftstoffe und die dabei freigesetzten Treibhausgasemissionen entstanden ist. Diese Emissionen intensivieren den Treibhauseffekt und tragen zur anhaltenden Erwärmung bei. Ein Verursacher ist die Luftfahrt, welche nach aktuellen Forschungsergebnissen für etwa  $2,1\%$  der weltweiten Kohlenstoffdioxid ( $\text{CO}_2$ ) Emissionen verantwortlich ist [2].

Allerdings entsteht bei der unvollständigen Verbrennung in Gasturbinen nicht nur das Treibhausgas  $\text{CO}_2$ , sondern auch weitere Emissionskomponenten mit sowohl positivem als auch negativem Strahlungsantrieb [3]. Den größten Anteil dieser Emissionen nehmen  $\text{CO}_2$  und Wasserdampf ( $\text{H}_2\text{O}$ ) als Endprodukte der Verbrennung ein, siehe Abbildung 1. Weiterhin entstehen bei der Verbrennung mit fossilem Kerosin Stickstoffoxide ( $\text{NO}_x$ ), Schwefeloxide ( $\text{SO}_x$ ), Kohlenstoffmonoxid ( $\text{CO}$ ), unverbrannte Kohlenwasserstoffe (Unburned HydroCarbons, UHC), Rußpartikel (non-volatile Particulate-Matter, nvPM) und weitere Schadstoffe. Grundsätzlich lassen sich die Emissionen in direkt emittierte und indirekt wirkende Emissionen unterteilen. Häufig erfolgt auch eine Kategorisierung in  $\text{CO}_2$ -Emissionen und nicht- $\text{CO}_2$ -Emissionen, wobei letztere zusätzlich die klimatischen nicht- $\text{CO}_2$ -Effekte wie die Bildung von Kondensstreifen umfassen und Gegenstand aktueller Forschung sind.

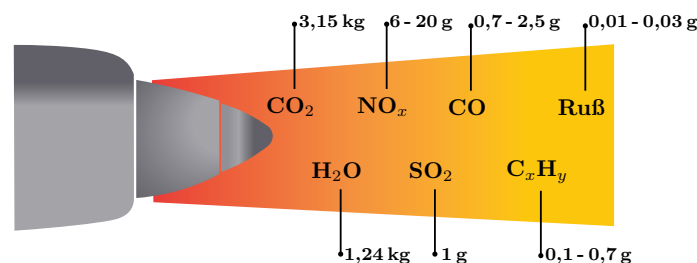


Abbildung 1: Exemplarische Abgasemissionen eines Triebwerks aus der vollständigen Verbrennung von 1 kg Kerosin in Reiseflughöhe [4, 5].

Gasturbinen sind eine zentrale Technologie sowohl in der Luftfahrt als auch in der Energieversorgung. In beiden Sektoren kombiniert die Gasturbine ihre hohe Leistungsdichte mit einer hohen Flexibilität im Anwendungsspektrum. Trotz der Entwicklung alternativer Antriebe und Energiequellen werden Gasturbinen die nächsten Jahrzehnte nach wie vor eine Schlüsseltechnologie bleiben. Die Reduktion der wesentlichen Emissionsgrößen wie  $\text{NO}_x$ ,  $\text{CO}$ , UHC und Ruß muss daher beständig forciert werden.

Im Oktober 2022 verabschiedeten die auf der International Civil Aviation Organization (ICAO) Versammlung in Montreal versammelten Regierungen das langfristige Ziel, die Kohlenstoffdioxidemissionen im internationalen Flugverkehr bis 2050 auf Null zu reduzieren - eines der einzigen globalen sektorspezifischen Klimaziele überhaupt. Zur Erreichung dieses ambitionierten Ziels ist ein Zusammenspiel neuer Technologien, darunter innovativer Antriebssysteme mit Strom- und Wasserstoffnutzung sowie die Optimierungen des Betriebs (z. B. Flugführung) und der Infrastruktur (z. B. Nutzung Strom von Flughäfen und nicht über die Hilfsgasturbine) zwingend erforderlich. Für den Übergangsbereich müssen Maßnahmen ergriffen werden, welche die Zeit bis zur Entwicklung und Zulassung der neuen Antriebskonzepte möglichst klimaneutral überbrücken können. Dies kann ausschließlich mit der vorhandenen Triebwerkstechnologie sowie Infrastruktur mit nachhaltigen Kraftstoffen erfolgen, da sonst keine Reduzierung der Kohlenstoffbilanz im Luftfahrtsektor möglich ist [6].

Ein wesentlicher Ansatz zur Reduktion von Emissionen ist und bleibt die Reduktion des spezifischen Kraftstoffverbrauchs (Specific Fuel Consumption, SFC) durch die Erhöhung der Effizienz des Triebwerks bzw. des Verbrennungsprozesses sowie der Effizienz des gesamten Flugzeugs. Wird z. B. 1 kg Kerosin eingespart, werden nach Abbildung 1 auch 3,15 kg  $\text{CO}_2$ , 1,24 kg  $\text{H}_2\text{O}$  und weitere Emissionen weniger ausgestoßen, welche nicht zum Treibhauseffekt beitragen. Die Verbesserung des SFC wird vorrangig durch die Weiterentwicklung von Prozessgrößen (Druckverhältnis, Turbineneintrittstemperatur und Bypassverhältnis) und effizienteren Triebwerkskomponenten (Turbokomponenten, Brennkammer) realisiert. Als Beispiel für die Verbesserung der Gesamteffizienz des Flugzeugs sei hier ein im Jahre 2017 durchschnittlicher Verbrauch von 3,4 Liter Kerosin pro 100 Passagierkilometer (L/100 pkm) genannt, welcher 2005 noch knapp 24 % mehr, also 4,2 L/100 pkm, betrug [7]. Die Verbesserungen der triebwerksbezogenen Kraftstoffeffizienz durch Anhebung der maximal erreichbaren Druckverhältnisse fördert jedoch aufgrund höherer Verbrennungstemperaturen die  $\text{NO}_x$ -Bildung. Stickstoffoxide sind schädlich, weil diese am Boden zur Bildung von Ozon ( $\text{O}_3$ ) und Feinstaub beitragen, was die Luftqualität verschlechtert und sauren Regen verursachen kann, welcher Ökosysteme schädigt. Gesundheitlich

betrachtet erhöhen  $\text{NO}_x$ -Emissionen das Risiko von Atemwegserkrankungen, Herz-Kreislauf-Problemen und können langfristig die Lungenfunktion beeinträchtigen. Im Flugfall hingegen können die  $\text{NO}_x$ -Emissionen zu einem Abbau des Ozons durch photochemische Prozesse der Troposphäre beitragen. Dabei nehmen die ausgestoßenen Emissionen in der Troposphäre auf regionaler und globaler Ebene an chemischen Kreisläufen und Wechselwirkungen der Atmosphäre teil [8]. Ein weiterer zentraler Ansatz zur Reduktion der Emissionen ist die Optimierung der Brennkammertechnologie. Durch die Anpassung der Kraftstoffaufbereitung (z. B. Vormischung) und die aktive Beeinflussung der Bildung von kraftstoffreichen (fetten) bzw. kraftstoffarmen (mageren) Verbrennungszonen innerhalb der Brennkammer können die Entstehungsmechanismen der Schadstoffemissionen beeinflusst werden.

Wie bereits angesprochen, werden zum Erreichen des gesetzten Klimaziels der Luftfahrt die aktuellen Triebwerkstechnologien größtenteils weiter betrieben. Um trotzdem, auch ohne disruptive Anpassungen der Triebwerke, Kohlenstoffemissionen einzusparen, können nachhaltige Kraftstoffe, kurz: SAF (Sustainable Aviation Fuels), eingesetzt werden. Die Alternative zu erdölbasiertem Kerosin bietet zahlreiche Vorteile. Zum einen sind sogenannte „Blends“, also Mischungen aus Jet A-1 und SAF bereits zugelassen und „Drop-In“ fähig, sodass diese ohne Änderungen am Triebwerk, am Flugzeug und an der Flughafeninfrastruktur verwendet werden können, zum anderen weisen SAF, wenn diese die Kriterien zur Nachhaltigkeit erfüllen, eine deutlich bessere  $\text{CO}_2$ -Bilanz durch einen geschlossenen Kohlenstoffkreislauf auf. Ferner bietet die Verbrennung von SAF den Vorteil, dass sich durch die chemische Zusammensetzung der nachhaltigen Kraftstoffe die ausgebildeten Emissionen verändern. Beispielsweise entstehen weniger nicht- $\text{CO}_2$ -Emissionen wie nicht-flüchtige Partikel bzw. Ruß und UHC. Dadurch können nicht- $\text{CO}_2$ -Effekte wie Kondensstreifen ebenfalls vermindert werden.

Zwar optimieren die Hersteller von Gasturbinen ihre Triebwerksmodelle, jedoch ist der regulatorische Rahmen entscheidend, um nachfolgende Triebwerke den aktuellen Richtlinien der Zulassungsbehörde nach Vorgaben dieser in Bezug auf Emissionen (Schadstoffe aber auch Lärm) auszulegen. Derzeit sind ausschließlich zivile Turbofan- und Turbojettriebwerke mit einem Nettoschub von über 26,7 kN in ihrem Emissionsprofil reguliert. Die Emissionen kleiner Gasturbinen, wie Wellenleistungstriebwerke für Helikopter oder Turboprop-Flugzeuge, haben ebenfalls einen Einfluss auf die LAQ, Umwelt und Gesundheit. Je nach Triebwerkstyp und Zulassungsdatum sind diese nicht reguliert oder unterliegen nur den Emissionsnormen der partikel-förmigen Emissionen, was zu einem Mangel an detaillierter Charakterisierung der Schadstoffemissionen dieser Triebwerksmodelle führt. Ebenfalls ist durch die man-

gelnde Regulation kein Messaufbau und Erfassungszyklus für die Emissionsanalyse von nicht-regulierten Triebwerken erprobt und standardisiert. In der vorliegenden Arbeit wird daher das Emissionsverhalten eines nicht-regulierten Wellenleistungstriebwerks, hier der Allison 250-C20B, untersucht. Darüber hinaus wird dieses mit verschiedenen Blends aber auch reinem alternativem (FT-SPK) und nachhaltigem Flugkraftstoff (HEFA-SAF) betrieben, um die Emissionen chemisch-physikalisch zu charakterisieren und das Potential zur Emissionsreduktion bei der Verwendung von SAF abschätzen zu können. Daraus ergeben sich zwei einschlägige Forschungsfragen (FF), welche mit der vorliegenden Arbeit beantwortet werden sollen:

**FF-1 Welche Messtechnik und welcher Aufbau eignen sich, um detaillierte und aussagekräftige Abgasmessungen an einem Wellenleistungstriebwerk durchzuführen?**

**FF-2 Wie beeinflussen alternative Kraftstoffe die chemischen und physikalischen Prozesse der Schadstoffbildung eines unter der ICAO nicht-regulierten Wellenleistungstriebwerks mit Rich-Burn Brennkammertechnologie?**

Die nachfolgenden Kapitel orientieren sich an den definierten Forschungsfragen. Kapitel 2 gibt einen Überblick über den Stand der Technik und den regulatorischen Rahmen sowie relevante wissenschaftliche Veröffentlichungen im direkten Zusammenhang mit den hier durchgeführten Messungen. In Kapitel 3 werden die theoretischen Grundlagen zur Schadstoffanalyse erläutert, einschließlich der Herleitung relevanter Emissionsprodukte und der chemischen Einflüsse alternativer Kraftstoffe. Kapitel 4 beschreibt den experimentellen Aufbau der drei durchgeführten Messkampagnen, während in Kapitel 5 die Auswertung und Analyse der Ergebnisse erfolgt. Weiterhin werden die Emissionen der Allison 250-C20B mit der ICAO-Datenbank verglichen. Abschließend fasst Kapitel 6 die gewonnenen Erkenntnisse zusammen und gibt einen Ausblick auf mögliche nachfolgende Forschungsarbeiten.

## 2 Stand der Technik

In diesem Kapitel wird der aktuelle Stand der Technik in Bezug zu den durchgeführten experimentellen Abgasanalysen aufgeführt. Dazu werden anfangs die Entwicklungen der Emissionsstandards und der regulatorische Rahmen von Triebwerksemissionen diskutiert. Daran schließt sich eine Einleitung zu den alternativen Kraftstoffen bzw. SAF und ein Vergleich zum konventionellen Kerosin an. Nachfolgend werden die Forschungstrends der letzten Jahrzehnte sowie einschlägige wissenschaftliche Publikationen erörtert. Zuletzt werden die Herausforderungen und offenen Fragestellungen im Stand der Technik diskutiert.

### 2.1 Emissionsstandards und deren regulatorische Entwicklung

Das Committee on Aviation Environmental Protection (CAEP) der ICAO entwickelt die Richtlinien und Standards zur Verringerung der Umweltbelastung durch die Luftfahrt. Diese internationalen Standards, auch bekannt als „Standards and Recommended Practices“ (SARP), regulieren Fluglärm (ICAO Annex 16, Vol. I), Triebwerksemissionen (ICAO Annex 16, Vol. II), CO<sub>2</sub>-Emissionen von Flugzeugen (ICAO Annex 16, Vol. III) und das neu eingeführte Kohlenstoffkompensations- und Reduktionsprogramm Carbon Offsetting and Reduction Scheme for International Aviation (CORSIA) (Annex 16, Vol. IV). Die SARP werden in den jeweiligen CAEP-Treffen erarbeitet, durchlaufen eine Abstimmung im ICAO-Rat und werden nach dessen Zustimmung veröffentlicht, um danach von den Zulassungsbehörden der Mitgliedsstaaten umgesetzt zu werden.

Die wichtigsten Entwicklungen der CAEP-Standards sind in Abbildung 2 dargestellt. Das CAEP, 1983 aus den Vorgängerausschüssen Committee on Aircraft Engine Emissions (CAEE) sowie Committee on Aircraft Noise (CAN) zusammengeführt, legte 1981 erstmals Grenzwerte für UHC, CO, NO<sub>x</sub> sowie die Rauchentwicklung (Smoke Number, SN) für Triebwerke mit einem maximalen Schub von über 26,7 kN fest [9]. In den darauf folgenden Zyklen wurden Testmethoden optimiert und die vom Druckverhältnis abhängigen NO<sub>x</sub>-Emissionsgrenzwerte kontinuierlich reduziert. Eine zentrale Erweiterung war die Einführung von Messungen der nicht-flüchtigen Partikelemissionen in CAEP/10 als Erweiterung für die immer weniger aussagekräftige Smoke-Number. 2019 wurden erste globale Grenzwerte für die Partikelmasse und -anzahl verabschiedet. Der erste Feinstaubstandard wurde für alle ab dem 1. Januar 2020 in Produktion befindlichen Triebwerke eingeführt. Die Partikelstandards wurden im Rahmen des CAEP/11 Zyklus weiter spezifiziert, wobei seit dem 1. Januar 2023 neue und in Produktion befindliche Turbofan- und Turbojettriebwerke mit

einem Nennschub von über 26,7 kN sowohl Partikelmassen- als auch Partikelanzahlgrenzen einhalten müssen. Der in den Standards definierte Grenzwert lag dabei 30 % unter den Werten der Triebwerke mit den aktuell höchsten nvPM-Emissionen [10]. Auch musste die SN ab diesem Datum für neue Triebwerke nicht mehr dokumentiert werden. Durch diese detaillierteren nvPM-Standards sollen die Emissionen ultrafeiner, gesundheitsgefährdender Partikel begrenzt werden, um vor allem die LAQ an Flughäfen zu verbessern. Darüber hinaus richtete CAEP/11 das Augenmerk verstärkt auf die Definition der Nachhaltigkeitskriterien und Nutzung von SAF. Diese sollen nicht nur den CO<sub>2</sub>-Eintrag durch einen geschlossenen Kohlenstoff-Kreislauf senken, sondern auch langfristig zur Verbesserung der gesamten Emissionsbilanz beitragen und damit den globalen Umweltzielen der ICAO dienen [11].

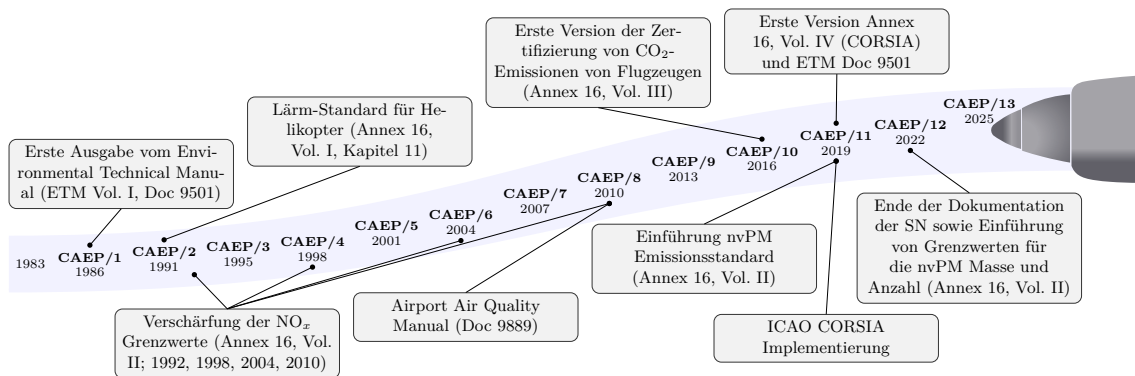


Abbildung 2: Überblick über die CAEP-Zyklen und den daraus resultierenden Emissionsstandards [11].

Bei der Zulassung von Triebwerken sind die ICAO-Standards von zentraler Bedeutung, da sie als international anerkannter Maßstab für Emissionsgrenzwerte dienen. Die Einhaltung dieser Standards ist nicht zwingend für die Zulassung erforderlich, da letztlich die zuständigen Luftfahrtbehörden wie die European Union Aviation Safety Agency (EASA) oder die Federal Aviation Administration (FAA) über die Genehmigung des kommerziellen Betriebs entscheiden. Grundsätzlich können andere Emissionsgrenzwerte durch diese Behörden festgelegt werden, dies ist allerdings unwahrscheinlich, da die Luftfahrtbehörden ebenfalls im ICAO-Rat beteiligt sind und die Standards mit entwickelt und für die Umsetzung gestimmt haben. Die zulassungsrelevanten Emissionsgrenzwerte gelten ausschließlich für Turbofan- und Turbojet-Triebwerke und hängen sowohl vom Herstellungsdatum als auch vom maximalen Schub ab. In dieser Arbeit werden die Abgasemissionen eines Wellenleistungstriebwerks untersucht, welches von diesen regulatorischen Anforderungen nicht erfasst wird. Daher dienen die genannten Standards inklusive der darin aufgeführten Grenzwerte als Referenz, um die experimentellen Ergebnisse zu bewerten und in Relation zu setzen.

Trotz der ambitionierten Ziele des CAEP konnten einige Vorschläge, aufgrund politischer, wirtschaftlicher und technologischer Einschränkungen, nicht vollständig umgesetzt werden. Die kontinuierliche Verschärfung der  $\text{NO}_x$ -Grenzwerte konnte z. B. stringent durchgesetzt werden, allerdings scheiterten strengere  $\text{CO}_2$  Reduktionsmaßnahmen oft an mangelnder internationaler Einigung oder technologischer Entwicklungsstände. Insbesondere die Einführung der Standards für nvPM verzögerte sich über mehrere CAEP-Zyklen, da geeignete Messverfahren zunächst nicht global anerkannt waren. Dies verdeutlicht, dass das Komitee zwar maßgeblich zur Entwicklung neuer Umweltstandards beiträgt, deren Umsetzung jedoch stets von der politischen Akzeptanz und der wirtschaftlichen sowie technologischen Machbarkeit abhängt.

### **ICAO Emissionsdatenbank**

Die Emissionsdaten der regulierten Turbofan- und Turbojet-Triebwerke werden in der ICAO-Emissionsdatenbank gesammelt und veröffentlicht [12]. Dort sind die einzelnen Emissionsindizes (EI) von UHC, CO,  $\text{NO}_x$  sowie die SN bzw. EI der nvPM für Masse ( $\text{nvPM}_{\text{mass}}$ ) und Anzahl ( $\text{nvPM}_{\text{num}}$ ) aufgeführt. Die EI werden für die im Landing and Take-Off Cycle (LTO-Zyklus) definierten Betriebspunkte (Start, Steigflug, Landeanflug sowie Rollen) angegeben [13]. Die Berichterstattung der Emissionen wird im nachfolgenden Abschnitt weiter ausgeführt. Im Anschluss daran können die Gesamtemissionen des LTO-Zyklus zeitlich gewichtet und aufsummiert dargestellt werden. In der Emissionsdatenbank sind über die emittierten Schadstoffe hinaus weiterhin Triebwerkparameter wie Kraftstofffluss, Nebenstrom-Verhältnis (Bypass-Ratio, BPR), Druckverhältnis im Auslegungspunkt (Overall Pressure Ratio, OPR) und die Brennkammertechnologie aufgeführt. Auch sind die Kraftstoffeigenschaften (Wasserstoff- und Aromatengehalt) und Umgebungsbedingungen (Luftfeuchtigkeit und Umgebungstemperaturen) von den Emissionsmessungen dokumentiert. Durch die Angaben lassen sich verschiedene Triebwerksmodelle untereinander vergleichen. Darüber hinaus kann eine Abschätzung über die Beeinflussung der LAQ in Flughafennähe getätigt werden.

Die ICAO-Emissionsdatenbank liefert verlässliche Daten, sodass auf ihrer Grundlage Tendenzen in der Emissionsentwicklung erkannt und in nachfolgenden CAEP-Standards umgesetzt werden können. Dies kann Herstellern von Fluggasturbinen Anlass zur Triebwerksoptimierung und Designanpassungen geben. Die Triebwerksoptimierung trägt dazu bei, die Effizienz und Umweltverträglichkeit moderner Triebwerke zu erhöhen. Wie diese im Detail technisch umgesetzt werden können, wird im Kapitel 3.2 diskutiert. Durch den kontinuierlichen Emissionsvalidierungsprozess mit verschiedenen Triebwerksgenerationen und Triebwerksklassen trägt die Emissionsdatenbank maßgeblich dazu bei, lokale und globale Umweltziele der Luftfahrt transparent und nachhaltig zu gestalten.

Wie bereits angedeutet, sind Wellenleistungstriebwerke sowie Schubtriebwerke mit einem Nettoschub unter 26,7 kN, je nach Herstellungsdatum, nur in Bezug auf die SN oder gar nicht reguliert. Es existieren Emissionsdatensätze von Turboprop-Triebwerken beim Schwedischen Forschungsinstitut für Verteidigung (FOI), welche jedoch vertraulich sind. Die Anfrage nach einem Zugriff für einen internen Vergleich wurde mit der Begründung abgelehnt, dass die Turboprop-Emissionsdaten des Triebwerksherstellers Pratt & Whitney Canada (P&WC) als geschützte Daten betrachtet werden, welche ausschließlich der FOI zur Verfügung gestellt wurden, um emissionsbasierte Landegebühren für Flugzeuge festzulegen. Es ist daher nicht beabsichtigt, diese Daten öffentlich zugänglich zu machen, da die Verbreitung dieser geschützten Daten die Wettbewerbsposition von P&WC in der Branche negativ beeinflussen könnte [14]. Ein Vergleich von nicht-regulierten Triebwerken ist daher aufwändiger, da ausschließlich zugängliche Literatur und Veröffentlichungen für einen Vergleich herangezogen werden können. Dass nicht-regulierte Triebwerke ebenfalls einen signifikanten Einfluss auf die LAQ haben können, hat eine Teilstudie der EASA im SAMPLE IV Projekt [15] untersucht, Details folgen in Kapitel 2.3.2. Die Ausrichtung der Forschung auf dieses Themengebiet unterstreicht die Relevanz der im Folgenden dargestellten Ergebnisse der Messkampagnen.

### **Berichterstattung der Emissionen: LTO-Zyklus**

Der LTO-Zyklus ist ein standardisierter Betriebszyklus, welcher die Emissionen von Flugzeugtriebwerken in Flughafennähe bis zu einer Flughöhe von 3000 Fuß erfasst. Der Zyklus unterteilt sich in vier Phasen: Take-Off bzw. Start (100 % Schub für 0,7 Minuten), Climb bzw. Steigflug (85 % Schub für 2,2 Minuten), Approach bzw. Landeanflug (30 % Schub für 4 Minuten) und Ground-Idle bzw. Taxi/Rollen (7 % Schub für 26 Minuten) [13]. Bei der Triebwerkszulassung werden die zuvor aufgeführten Leistungsstufen angefahren und die Emissionen über Abgasproben gemessen. Im Anschluss daran kann die Gesamtmasse der jeweiligen gesuchten regulierten Emissionsgröße durch die Gewichtung mit der Zeit und dem Kraftstofffluss berechnet werden. Ziel und Zweck der Darstellung der gesamten Emissionen im Zyklus ist die Abschätzung der LAQ. Bei der Zulassung wird ausdrücklich nicht der Reiseflug, sondern nur der Betrieb bis 3000 Fuß Flughöhe abgebildet. Aktuell arbeitet die ICAO an einer Reiseflug-Abbildung (Cruise), um moderne Triebwerke bezüglich ihrer Gesamtflugmission differenzierter abzubilden. Die Analyse der Abgasemissionen von Flugtriebwerken ist durch Prüfstände am Boden mit der Abbildung der LTO-Punkte in Bodennähe gut umsetzbar. Anders verhält sich dies bei der Cruise Performance von Turbofan- bzw. Turbojet-Triebwerken. Die Emissionen wären nur mit einem hohen Aufwand und nicht mit den konventionellen Prüfständen am Boden messbar. Dies begründet sich durch die im Flugfall im Vergleich zum Boden

deutlich unterscheidenden Umgebungsbedingungen (Luftdruck ca. 0,25 bar, Temperaturen von  $-40^{\circ}\text{C}$  und tiefer, Anströmung des Triebwerks mit Geschwindigkeiten bis zu Mach 0,8). Dementsprechend müssten für die Flugfall-Abbildung Korrelationen von Prüfstandmessungen am Boden zum Cruise durchgeführt werden. Für die regulierten gasförmigen Emissionen sind die Zusammenhänge gut bekannt, für die Rußpartikel allerdings Stand heute noch zu ungenau [16].

Da die Emissionen von Wellenleistungstriebwerken für z. B. Helikopter oder Flugzeuge mit Turboprop-Triebwerken nicht reguliert sind, gibt es auch keinen standardisierten Betriebszyklus zur Berichterstattung. Daher ist eine Abschätzung der Emissionen und deren Einfluss auf die LAQ schwierig. In dieser Arbeit wurde der LTO-Zyklus auf das zu untersuchende Hubschraubertriebwerk Allison 250-C20B übertragen. Für die Daten-Evaluation wäre daher ein Vergleich mit Schubtriebwerken möglich. In der Praxis benötigt ein Hubschrauber während der meisten Flugabschnitte einen hohen Prozentsatz der maximalen Leistung und nimmt nicht die Flugphasen des LTO-Zyklus ein. Beispielsweise würde ein Hubschrauber eher vom Leerlauf in den Betriebspunkt Take-Off übergehen und nur wenig Leistung reduzieren um andere Flugmanöver durchzuführen [17]. Die Berichterstattung der Emissionen vom Wellenleistungstriebwerk nach dem LTO-Zyklus wurde daher für einen besseren Vergleich und nicht für die Abbildung von realen Flugmanövern gewählt.

## 2.2 Alternative und nachhaltige Kraftstoffe

Nachhaltige Kraftstoffe (SAF) sind Alternativen zum konventionellen Kerosin. Sie werden aus Rohstoffen erzeugt, welche bei der Produktion  $\text{CO}_2$  absorbieren. Daher führen nachhaltige Kraftstoffe im Vergleich zu fossilen Brennstoffen zu einer Netto-Reduzierung des  $\text{CO}_2$ -Ausstoßes. Alternative Kraftstoffe zeichnen sich durch einen ähnlichen Herstellungsprozess zu SAF aus, erfüllen jedoch nicht die ICAO-CORSIA Nachhaltigkeitskriterien [18]. Laut der Waypoint 2050-Analyse der Air Transport Action Group (ATAG) [19] wird erwartet, dass SAF einen Beitrag von 53 - 71 % zur gesamten  $\text{CO}_2$ -Emissionsreduzierung leisten müssen, um in der Luftfahrt bis 2050 eine Netto-Nullbilanz zu erreichen [6, 20]. In Abbildung 3 ist eines von mehreren Szenarien zum Erreichen dieses Ziels dargestellt. Es ist zu erkennen, dass zum Erreichen des „Nettonull“ vier Größen einen Einfluss haben:

1. Technologie für effizientere Triebwerke und Flugzeuge.
2. Operationen und Infrastruktur mit Optimierung von Flugbewegungen und anderen Maßnahmen, um Kraftstoff einzusparen.
3. Nachhaltige Kraftstoffe.
4.  $\text{CO}_2$ -Kompensations- bzw. Emissionshandel.

Im Bericht der ATAG werden drei Szenarien aufgeführt, welche sich nach der Gewichtung der aufgeführten Größen und des damit einhergehenden Reduktionspotentials von CO<sub>2</sub> unterscheiden. Für alle Szenarien unabhängig ihrer Gewichtung gilt: ohne SAF wird es kein Nettonull geben.

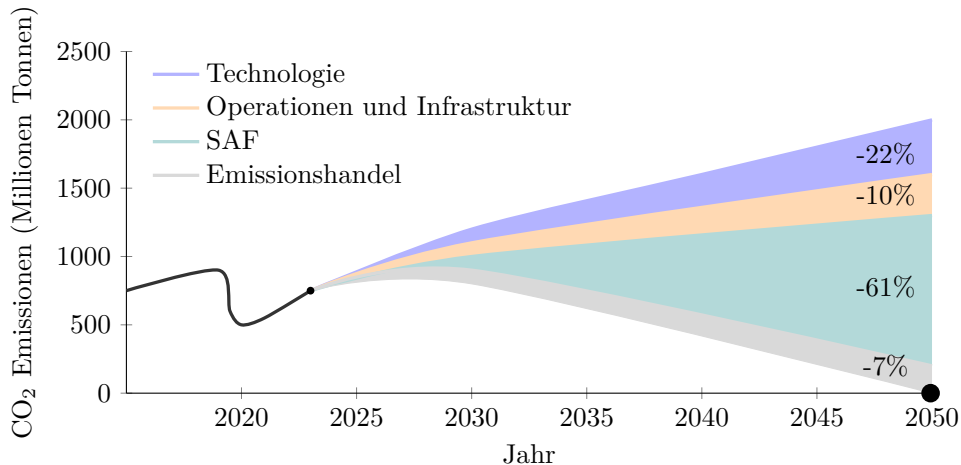


Abbildung 3: SAF als Haupttreiber zum Erreichen der Nettonull: Szenario 1 (Förderung der Technologie und Operationen) des Waypoint-2050 Berichts der ATAG [19].

Technologisch erfüllen zugelassene SAF die gleichen Anforderungen wie konventionelles Kerosin. Diese können ohne Anpassungen in die bestehende Flughafeninfrastruktur in Flugzeug- und Triebwerkssystemen eingesetzt werden. Daher können die bereits zugelassenen SAF als „Drop-In“ Technologie deklariert werden.

Der aktuelle Stand der Herstellung von SAF umfasst zugelassene Produktionspfade wie HEFA (Hydroprocessed Esters and Fatty Acids) sowie Ansätze mit der Fischer-Tropsch (FT) Synthese und das Alcohol-to-Jet-Verfahren (ATJ). Grundsätzlich lassen sich SAF in nachhaltige Kraftstoffe biogenen und strombasierten Ursprungs unterscheiden. Die aktuellen Herausforderungen bestehen momentan insbesondere in der Skalierung der Produktion, der Sicherstellung nachhaltiger Rohstoffquellen und der Kostenreduktion, um eine breitere Einführung zu ermöglichen [21]. Die Verordnung der Europäischen Union (EU) ReFuelEU Aviation [22] sieht schrittweise steigende Mindestquoten für den Einsatz von SAF im europäischen Luftverkehr vor. Ab 2025 müssen mindestens 2 % des Kerosins an EU-Flughäfen aus SAF bestehen, bis 2030 steigt dieser Anteil auf 6 %, wobei davon 1,2 % synthetische Kraftstoffe (e-Fuels) sein müssen. Bis 2035 wird eine Quote von 20 % vorgeschrieben (davon 5 % e-Fuels), gefolgt von 34 % SAF bis 2040, wovon 8 % synthetisch sein müssen. Für 2045 ist ein Anteil von 42 % SAF vorgesehen (11 % e-Fuels) und bis 2050 sollen mindestens 70 % des Kerosins aus SAF bestehen, mit einem Anteil von 35 % synthetischen Kraftstoffen [22].

SAF können aus erneuerbaren oder kohlenstoffarmen Rohstoffen wie Biomasse, Abfällen oder durch Power-to-Liquid (PtL) Technologien aus grünem Wasserstoff und CO<sub>2</sub> hergestellt werden. In der Luftfahrt wird der Begriff Biokraftstoff vermieden und stattdessen von nachhaltigen Kraftstoffen gesprochen, da mit dem Begriff der Biokraftstoffe oft Kraftstoffe für Kraftfahrzeuge verbunden werden [6]. Biodiesel und Bioethanol für Kraftfahrzeuge werden aus Pflanzen wie Zuckerrohr, Maiskörnern, Palmöl, Raps oder Sojaöl gewonnen, welche in der Regel auch als Nahrungsmittel für Menschen und Tiere verwendet werden können. Die nicht nachhaltige Produktion dieser Art von Biokraftstoff kann daher eine Reihe von Problemen aufwerfen (Wasserverbrauch, Lebensmittelpreise, Veränderung landwirtschaftlicher Flächen etc.) [6]. Daher sind die Nachhaltigkeitskriterien an SAF im Rahmen von CORSIA durch die ICAO Annex 16. Vol. IV. vorgeschrieben [18]. Im Rahmen dieser Kriterien würde z. B. Kerosin, welches über die thermochemische Umwandlung von Kohle oder Erdgas in Synthesegas über die FT-Synthese zu Kraftstoff synthetisiert wird, nicht als SAF gelten. Es würde als SPK (Synthetic Paraffinic Kerosene) deklariert und als alternativer und nicht nachhaltiger Kraftstoff beschrieben werden.

Die Regulierung von Jet A-1, alternativer Kraftstoffe und SAF unterliegt internationalen und nationalen Normen, welche sowohl technischen Anforderungen [23] als auch die oben genannten Nachhaltigkeitskriterien betreffen. Die technischen Eigenschaften von SAF werden durch die ASTM D7566 festgelegt, welche es ermöglicht, SAF in bestehenden Flugzeugen und Triebwerken ohne technische Anpassungen zu nutzen, sofern die gleichen Spezifikationen wie Jet A-1 erfüllt werden. Für Jet A-1 ist die ASTM D1655 der maßgebliche Standard, welcher die chemischen und physikalischen Eigenschaften des Kerosins für die Verwendung in Triebwerken festlegt. Im Abschnitt 4.3 werden die chemisch-physikalischen Eigenschaften detailliert dargestellt.

### **2.3 Aktuelle Forschungstrends sowie Erkenntnisse zur Emissionsreduktion**

Nachfolgend werden die Forschungstrends im Bereich der experimentellen Abgasanalyse dargestellt. Zuerst werden die wegweisenden internationalen Messkampagnen der National Aeronautics and Space Administration (NASA) und EASA zusammengefasst. Diese legten unter anderem den Grundstein für die SARP der ICAO und dem darin beschriebenen Messaufbau inklusive der verwendeten Messtechnik. Darauf folgen aktuelle wissenschaftliche Veröffentlichungen mit Bezug zur experimentellen Abgasanalyse an Gasturbinen mit nachhaltigen Kraftstoffen. Aktuell liegt ein Forschungsschwerpunkt auf den sogenannten nicht-CO<sub>2</sub>-Emissionen und -Effekten. Dazu wird erforscht, ob diese eine vergleichbare Klimawirkung wie das

Treibhausgas CO<sub>2</sub> haben können [3]. Nicht-CO<sub>2</sub>-Emissionen umfassen Treibhausgase und Luftschadstoffe, wie zum Beispiel NO<sub>x</sub>, Methan (CH<sub>4</sub>), CO, UHC, flüchtige organische Verbindungen (volatile organic compounds, VOC) und Ultrafeinstaub bzw. Partikel. Im Gegensatz dazu beziehen sich nicht-CO<sub>2</sub>-Effekte auf die atmosphärischen Prozesse und umweltbezogenen Auswirkungen, die durch diese Emissionen entstehen. Beispiele hierfür sind die Bildung von (bodennahem) Ozon, sekundären Aerosolen (secondary organic aerosol, SOA) oder Kondensstreifen. Ebenfalls fallen in diese Kategorie gefährliche Luftschadstoffe (Hazardous Air Pollutants, HAP), welche von der US-Umweltschutzbehörde (Environmental Protection Agency, EPA) als Verbindungen definiert sind, die Krebs oder andere gesundheitliche Schäden verursachen können. In Abgasen von Fluggasturbinen wurden bereits 15 der insgesamt 187 gelisteten HAP nachgewiesen [24]. Die Relevanz dieser Emissionen und Prozesse wird dadurch unterstrichen, dass im September 2024 erstmals ein ICAO Symposium zu nicht-CO<sub>2</sub>-Emissionen und -Effekten abgehalten wurde [25]. Die Fokussierung der ICAO auf diese Emissionen hebt die Bedeutung der vorliegenden Arbeit hervor, da ein zentraler Aspekt der durchgeführten Experimente auf den nicht-CO<sub>2</sub>-Emissionen, wie VOC und nvPM, liegt.

### 2.3.1 NASA Forschungsschwerpunkte

Unter Führung der NASA wurden mehrere wichtige Messkampagnen zur Untersuchung der Emissionen von Flugzeugtriebwerken durchgeführt, insbesondere zur Bewertung der Umweltauswirkungen alternativer Kraftstoffe. In der EXCAVATE-Kampagne (Experiments to Characterize Aircraft Volatile Aerosol and Trace-Species Emissions) wurden flüchtige Aerosole und Spurengase wie NO<sub>x</sub>, CO, UHC und SO<sub>2</sub> von einem RB211- sowie J85-Triebwerk gemessen. Ein Schwerpunkt lag auf der Alterung der Aerosole, indem Emissionen in verschiedenen Entfernungen hinter den Triebwerken gemessen wurden, um die chemischen und physikalischen Veränderungen der Partikel und Gase zu verstehen, wenn diese über eine gewisse Zeit und Distanz in der Atmosphäre verweilen [26]. Die APEX-Kampagne (Aircraft Particle Emissions eXperiment) untersuchte im Schwerpunkt die Partikelemissionen von CFM56-Triebwerken, um die Auswirkungen der Triebwerksleistung und Betriebsbedingungen auf die Emissionen zu verstehen. Dabei wurden u.a. CO<sub>2</sub>, NO<sub>2</sub>, UHC und Partikelemissionen wie Ruß und Aerosole in verschiedenen Schubstufen gemessen. Die Ergebnisse zeigten, dass eine höhere Triebwerksleistung bzw. Schubleistung mehr NO<sub>x</sub> und Partikel emittiert, während bei niedrigerem Schub die unverbrannten Kohlenwasserstoffemissionen dominieren. Die emittierten Partikel ändern darüber hinaus, abhängig vom Betriebspunkt des Triebwerks, ihre physikalischen Eigenschaften wie z.B. den Durchmesser oder die Dichte. Es wurde nachgewiesen, dass mit zunehmender Triebwerksleistung größere Partikel entstehen [27]. In den

AAFEX-Kampagnen (Alternative Aviation Fuel Experiment) wurden verschiedene alternative Kraftstoffe, darunter FT-Kraftstoffe (aus Erdgas und Kohle) und deren Blends mit konventionellem Kerosin, in einem CFM56-Triebwerk an einem stehenden Flugzeug vom Typ DC-8 getestet. Die Emissionen wurden in einem ähnlichen Umfang wie bei der APEX-Kampagne analysiert. Um die Alterung der Aerosole besser verstehen zu können, wurden Proben in unterschiedlichen Distanzen zu den Triebwerken entnommen, unter anderem in 1 und 30 Metern Entfernung. Die Ergebnisse zeigten, dass Turboantriebe im Betrieb mit alternativen Kraftstoffen weniger Rußpartikel emittieren, was sowohl die unmittelbare Schadstoffbelastung als auch die Bildung von SOA reduziert. Es wurde nach Auswertung der Daten vermutet, dass die durch die Verwendung von alternativen Kraftstoffen am Boden gemessene geringere Partikelanzahl die Kondensstreifenbildung auch im Flug verringern und somit eine klimafreundlichere Alternative zum konventionellem Kerosin darstellen könnte [28].

Dies wurde in den nachfolgenden ACCESS-Kampagnen (Alternative Fuel Effects on Contrails and Cruise Emissions Study) experimentell in Flugversuchen nachgewiesen. Die Kampagnen befassten sich mit der chemisch-physikalischen Charakterisierung der Emissionen sowie den entstandenen Kondensstreifen. Dabei wurde die DC-8 und deren CFM56-Triebwerke mit verschiedenen Blends aus Jet A und FT-Kraftstoffen betrieben und der im Flug entstandene Abgasstrahl mit einem Messflugzeug beprobt. Gemessen wurden unter anderem  $\text{CO}_2$ ,  $\text{NO}_x$ , UHC, Ruß sowie Eiskristalleigenschaften in den entstandenen Kondensstreifen. Die Studie ergab, dass alternative Kraftstoffe die Partikelanzahl reduzieren und damit weniger Kristallisationskerne für Kondensstreifen bereitstellen. Dies führte zu einer geringeren Anzahl und veränderten Eigenschaften der Kondensstreifen, was potenziell zu einer Reduzierung der Klimawirksamkeit beitragen könnte, da tendenziell weniger reflektierende Eiskristalle entstehen [29].

Ergänzend zu den Flugkampagnen war ECLIF (Emissions and Climate Impact of Alternative Fuels) eine Gemeinschaftskampagne von unter anderem der NASA und dem DLR (Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt), welche ebenfalls die Emissionen und Klimawirkungen alternativer Kraftstoffe analysierte. Bei der ECLIF-I und ECLIF-II Kampagne kamen modifizierte Triebwerke vom Typ IAE V2527-A5 an einem Airbus A320 zum Einsatz. Bei ECLIF-III wurde eine A350-900 mit Triebwerken vom Typ Rolls Royce Trent XWB vermessen. Die Studien fokussierten sich auf die Emissionsprofile von nachhaltigen biogenen und synthetischen Kraftstoffen und zeigten, dass die Verbrennung alternativer Kraftstoffe eine erhebliche Reduktion von Ruß- und Partikelemissionen bewirken kann, was ebenfalls die Kondensstreifenbildung und deren Klimawirkung verringern könnte [30, 31].

Zusammengefasst zeigten die NASA-Kampagnen, dass alternative Kraftstoffe die Emissionen von Rußpartikeln und klimaschädlichen Gasen deutlich senken können. Die bereits durchgeführten Messungen an regulierten Triebwerken bestätigen, dass die Reduktion von Ruß und Aerosolen durch alternative Kraftstoffe nicht nur die Umweltbelastung am Boden und in Flughafennähe, sondern auch die Klimawirkung der Luftfahrt langfristig durch weniger und kurzzeitiger wirkender Kondensstreifen in Reise Flughöhe verringern könnte.

### 2.3.2 EASA Forschungsschwerpunkte

Im Rahmen von EASA Forschungsprojekten, hier im Detail den SAMPLE I-IV Kampagnen (Studying, sAmpling and Measuring of aircraft ParticuLate Emissions), wurden Messmethoden für Abgasemissionen von Brennkammer-Prüfständen und Triebwerken evaluiert. In der SAMPLE I Kampagne wurden Tests an einem Brennkammerprüfstand und einem Hot End Simulator (HES), welcher eine Turbinenstufen mechanisch simulieren sollte, durchgeführt. Ziel der Untersuchungen war es, Messmethoden für die Partikelmasse und -anzahl sowie Größenverteilung zu bewerten [32]. Der Schwerpunkt der Messungen lag auf der Messtechnik und der physikalischen Charakterisierung nicht-flüchtiger Partikelemissionen. Für eine erste Abschätzung wurde daher auf den Brennkammerprüfstand und nicht auf ein Gesamttriebwerk zurückgegriffen, da nur triebwerksähnliche Emissionen für die Charakterisierung nötig waren<sup>1</sup>. Zusammenfassend war SAMPLE I eines der ersten Kooperationsprogramme, welches darauf abzielte, die Anwendbarkeit einer Reihe moderner Messtechniken zu bewerten und gleichzeitig die Art von Ultrafeinstaub von Triebwerken zu untersuchen. Eine wesentliche Erkenntnis des SAMPLE-Programms war, dass die Kalibrierung der Messtechniken von entscheidender Bedeutung ist [34]. Bei der SAMPLE II Kampagne standen ebenfalls Messmethoden am Brennkammerprüfstand mit HES im Mittelpunkt, um Einflussgrößen wie z. B. die Verdünnung, Verdünnungstemperatur, Leitungslänge und Leitungsmaterial und weitere Faktoren auf die nvPM Emissionsmessung zu charakterisieren [35]. Darüber hinaus wurden Messungen an einem Rolls-Royce (RR) Turbofantriebwerk durchgeführt<sup>2</sup>. Es wurden die von der ICAO vorgeschriebenen Emissionen analysiert und zusätzlich nvPM-Messungen mit verschiedenen Messsystemen durchgeführt. Aus der SAMPLE-II-Studie geht hervor, dass die Verweilzeit der Probe einen entscheidenden Einfluss auf Partikelverluste während der Messung hat und die Effizienz des Volatile Particle Remover (VPR) nur schwer quantifizierbar ist.

---

<sup>1</sup>Bei der vorliegenden Arbeit wurden ebenfalls vor den Messungen am Hubschraubertriebwerk Vormessungen an einem Brennkammerprüfstand durchgeführt, um Messmethoden und Geräte vorab zu evaluieren [33].

<sup>2</sup>Triebwerksmodell wurde im Bericht nicht explizit benannt.

Die EASA finanzierte daraufhin das SAMPLE III Projekt. Im Rahmen dieser Arbeit wurde ein robustes und gut definiertes Probenahmesystem entwickelt, das als SAE (Society of Automotive Engineers) E31-Konzept<sup>3</sup> für die PM-Probenahme übernommen wurde [34, 36]. In den nachfolgenden SAMPLE III Kampagnen wurde der Grundstein für die heute aktuellen ICAO SARP zur Bestimmung der nvPM-Emissionen gelegt. Die zuvor entwickelten mobilen Messsysteme wurden an verschiedenen Triebwerken getestet und evaluiert. Der Vergleich der mobilen Messsysteme mit einem festen Referenzsystem wurde bei SR Technics in der Schweiz an unterschiedlichen Triebwerken im Rahmen von MRO-Maßnahmen durchgeführt. Hauptsächlich wurden Triebwerke vom Typ CFM56 sowie PW4000 vermessen [37]. Der Vergleich mit den ICAO konformen Messsystemen wurde im Rahmen der A-PRIDE (Aviation - Particle Regulatory Instrumentation Demonstration Experiment) Kampagne durchgeführt [38]. Beide Systeme lieferten vergleichbare Ergebnisse (6 % Abweichung für  $\text{nvPM}_{\text{num}}$  und 15 %  $\text{nvPM}_{\text{mass}}$ ), sodass der Einführung der Norm zur nvPM-Messung nichts mehr im Wege stand. Die Anforderungen an das Messsystem wurden für den Entwurf der ARP (Aerospace Recommended Practice) herangezogen. Die ARP ist ein von der SAE herausgegebenes Dokument, das bewährte Verfahren, Methoden und technische Richtlinien beschreibt, die in der Luft- und Raumfahrtindustrie empfohlen werden. Es handelt sich dabei nicht um verpflichtende Standards sondern um Empfehlungen, die Unternehmen und Organisationen helfen sollen, einheitliche und zuverlässige Verfahren zu implementieren. Die ARP werden jedoch oft in den ICAO SARP als Referenz herangezogen. Daher legten die zuvor aufgeführten Kampagnen den Grundstein für die Zulassungsanforderungen der heutigen ICAO Annex 16 Vol. II zur Messung der nvPM.

Die von der EASA finanzierte SAMPLE IV SC02 Studie zielte darauf ab, die Probenahme- und Messverfahren für nvPM gemäß ICAO Annex 16, Vol. II weiterzuentwickeln und robuste Methoden für deren Masse- und Anzahlbestimmung vorzuschlagen. Weiterhin wurde der Anteil nicht-regulierter Triebwerke am Flugbetrieb und deren Emissionsbeitrag in einer Vergleichsstudie analysiert. Außerdem lag ein Fokus auf der experimentellen Abgasanalyse der bislang nicht-regulierten Triebwerke. Die Forschungsergebnisse sollen in Empfehlungen zur Aktualisierung bestehender ICAO-Standards und zur besseren Korrelation von SN- und nvPM-Messgrößen münden. Der Anteil nicht regulierter Triebwerke an Flughäfen kann bis zu 30 % betragen, wie z. B. am Flughafen Riga in Lettland [15]. Deren Emissionen sowie die Messmethoden, die bei diesen Triebwerken verwendet werden, müssen zu Regulierungszwecken bewertet werden. Dazu wurden drei Messkampagnen durchgeführt. Die erste fand im September 2023 am Flughafen Hawarden in Großbritannien statt, dabei wurden die

---

<sup>3</sup>Das Expertenkomitee E-31 befasst sich mit der Messung von Emissionen von Flugzeugtriebwerken.

Emissionen eines Turbofan-Triebwerks vom Typ Honeywell ALF 502/LF 507 gemessen. Eine weitere Messkampagne wurde im Oktober 2024 durchgeführt. Dabei wurde ein PW127G-Triebwerk, das an einem C295-Turboprop-Flugzeug montiert war, vermessen. Ende 2024 wurden in Cardiff die Emissionen eines Turboprop-Flugzeugs mit einem TP331-Triebwerk untersucht [39].

Die von der NASA und EASA finanzierten Messkampagnen trugen mit ihren Ergebnissen zur internationalen Standardisierung der Emissionsmessungen bei. Die Erkenntnisse und Daten aus sämtlichen Kampagnen hatten daher einen Einfluss auf die heutigen ICAO-Richtlinien und Emissionsstandards. Da sich die SARP am aktuellen Stand der Technik und den neuesten wissenschaftlichen Erkenntnissen ausrichten, können alle Messungen, auch die im Rahmen dieser Arbeit durchgeführten Abgasanalysen, für kommende Standards von Relevanz sein.

### **2.3.3 Alternative Kraftstoffe und deren Einfluss auf die Emissionsbildung**

Im nachfolgenden Abschnitt werden zuerst Forschungsergebnisse regulierter Fluggasturbinen und im Anschluss daran von nicht-regulierten Gasturbinen zusammengefasst dargestellt. Im Regelfall unterscheidet sich der experimentelle Messaufbau der Studien von dem in der ICAO Annex 16 Vol. II vorgeschriebenen, da die Forschung an anderen Fragestellungen interessiert ist und andere Messmethoden und analytische Verfahren zur chemisch-physikalischen Charakterisierung der Abgase anwendet. Für einen generellen Überblick kann die Publikation von Masiol et al. 2014 [40] herangezogen werden. Diese Veröffentlichung setzt sich mit Emissionen zahlreicher Triebwerke und deren Beitrag zur bodennahen Luftverschmutzung an Flughäfen auseinander und fasst die einschlägigen Messkampagnen in diesem Forschungsfeld zusammen.

#### **Regulierte Triebwerke (Turbofan und Turbojet mit Nettoschub > 26,7kN)**

Wie bereits im Abschnitt 2.1 dargestellt, sind Turbofan- und Turbojettriebwerke mit einem Nettoschub von über 26,7 kN von den Emissionsstandards vollumfänglich betroffen. Diese Art von Schubtriebwerken haben den größten Anteil an den Gesamtemissionen des Luftverkehrs (ca. 96 % aller Passagierflugzeuge werden mit dieser Triebwerksart angetrieben). Die regulierten „Standardemissionen“ sind durch die ICAO-Emissionsdatenbank transparent einsehbar. Sind weitere Emissionsdaten von Interesse, wie zum Beispiel detailliertere UHC- oder VOC-Emissionen, oder sollen alternative Messmethoden für die Abgasanalyse validiert werden, sind diese Informationen ausschließlich in wissenschaftlichen Veröffentlichungen zu finden.

Die einschlägigen Veröffentlichungen für regulierte Triebwerke sind oftmals Teilergebnisse der zuvor diskutierten EASA bzw. NASA finanzierten Messkampagnen. In der Arbeit von Moore et al. 2015 [41] wurden die NASA Kampagnen APEX, AAFEX und ACCESS zusammenhängend analysiert und der Einfluss der Kraftstoffeigenschaften (insgesamt 15 Kraftstoffe) auf die von CFM56-2-C1-Triebwerken emittierten Aerosole dargestellt. Die Ergebnisse zeigen, dass der Aromaten- und Schwefelgehalt des Kraftstoffs die Variabilität der flüchtigen Aerosolfraktion beeinflusst, während der Naphthalinengehalt maßgeblich die Anzahl und Masse der nvPM bestimmt. Eine Reduktion von Schwefel- und Naphthalinengehalt auf nahezu null kann die Anzahl der emittierten Aerosolpartikel um etwa das Zehnfache verringern.

Des Weiteren wurde im Rahmen der ECLIF Kampagne die Veröffentlichung von Schripp et al. 2018 [30] publiziert. In der Arbeit wurden bodengebundene Messungen unter anderem mit FT-Kraftstoff an einem A320 mit V2527-A5 Triebwerken durchgeführt. Es wurden sechs chemisch unterschiedliche Kraftstoffe getestet, darunter zwei als Referenz dienende Jet A-1, drei halbsynthetische mit unterschiedlichem Aromatengehalt und ein vollständig synthetischer Kraftstoff mit dem im Vergleich geringsten Aromatenanteil (8,9 vol%). Die ICAO-regulierten Standardemissionen wie  $\text{NO}_x$  und CO wurden durch die Kraftstoffzusammensetzung nicht wesentlich beeinflusst. Darüber hinaus wurden auch nicht-Methan organische Gase (non-methane organic gases, NMOG) gemessen, wobei die Aldehyd- und Aromatenkonzentrationen um ein bis zwei Größenordnungen niedriger waren als für andere Schubtriebwerke berichtet [24]. Die Partikelemissionen konnten bei zwei alternativen Kraftstoffen bei niedriger Leistung um bis zu 50 % (Anzahl) bzw. 70 % (Masse) im Vergleich zu den Referenzkraftstoffen reduziert werden, wobei die Reduktion bei höherer Triebwerksleistung geringer ausfiel. Grundsätzlich veranschaulichten die Messungen, dass ein Zusammenhang zwischen Partikelmasse und Aromatengehalt nicht eindeutig ist, während das Wasserstoff- zu Kohlenstoff-Verhältnis (H/C-Verhältnis) ein besserer Indikator für die Reduktion der Rußemissionen ist. In der Studie wurden nur Kraftstoffe mit Aromatenanteil verwendet.

In Brem et al. 2015 [42] wurden die Emissionsindizes für nvPM in Abhängigkeit vom Aromatengehalt des Kraftstoffs und dem Triebwerksschub eines in Produktion befindlichen Triebwerks<sup>4</sup> im Rahmen der A-PRIDE Kampagne untersucht. Eine Erhöhung des Aromatengehalts (von 17,8 vol% im Jet A-1 auf bis zu 23,6 vol%) führte zu einem Anstieg der  $\text{EI}_{\text{nvPM}}$  um bis zu 60 %, insbesondere bei niedrigem Triebwerksschub. Darüber hinaus erhöhten sich die EI, wenn der Naphthalinengehalt des Kraftstoffs (von 0,78 vol% auf 1,18 vol%) bei gleichbleibenden Gesamtaromatengehalt

---

<sup>4</sup>Das Triebwerk wurde nicht näher spezifiziert, es handelt sich aber vermutlich um ein CFM56-7B/3 Triebwerk, einem CFM56 mit den Verbesserungen des „Tech Insertion“ Programmes (modernisierte Verdichter- Brennkammer- und Turbinenkomponenten).

gesteigert wurde. Die beste Korrelation der EI ergab sich mit dem Wasserstoffmassenanteil des Kraftstoffs, wodurch ein einfaches Modell zur Korrektur von Kraftstoffeffekten in Emissionsinventaren und zukünftigen nvPM-Emissionsstandards für Flugzeugtriebwerke entwickelt werden konnte. Die Veröffentlichung von Durdina et al. 2021 [43] schloss sich an die zuvor aufgeführte Arbeit an. Dabei wurde der Einfluss eines 32 %igen HEFA-SAF-Gemischs auf die nvPM-Emissionen eines CFM56-7B<sup>5</sup> Turbofan-Triebwerks untersucht. Das SAF-Gemisch reduzierte unter anderem den mittleren geometrischen Durchmesser (GMD) der Partikel. Der GMD stieg mit zunehmendem Schub von etwa 8 nm im Leerlauf auf etwa 40 nm im Take-Off an, wobei bei der Verbrennung von SAF die Rußpartikel kleiner wurden. Die größten Emissionsreduktionen wurden im Leerlauf gemessen, mit 70 % weniger nvPM<sub>mass</sub> und 60 % weniger nvPM<sub>num</sub>. Der Reduktionseffekt nahm ebenfalls mit zunehmendem Schub ab. Über den gesamten LTO-Zyklus führte das SAF-Gemisch zu einer Verringerung von nvPM<sub>mass</sub> um 20 % und der Partikelanzahl um 25 %. Diese und die zuvor genannte Arbeit lieferten grundlegende Daten für die Entwicklung des standardisierten Modells zur Bewertung und Korrektur der Auswirkungen der Kraftstoffzusammensetzung auf die Emissionen, welches für die Zulassung nach der neuen nvPM-Standard nach dem CAEP/11-Zyklus genutzt wird, siehe Abschnitt 3.4.

Die hier aufgeführten Publikationen kommen zu dem Ergebnis, dass die nvPM-Emissionen verschiedener Schubtriebwerke hauptsächlich mit dem Wasserstoffgehalt des Kraftstoffs korrelieren, während der Einfluss von Naphthalin- und Aromatengehalt vernachlässigbar sind. In den aufgeführten Studien wurden jedoch keine 100 %igen synthetischen bzw. alternativen Kraftstoffe untersucht. Darüber hinaus stehen bei den meisten Veröffentlichungen die nvPM-Emissionen im Fokus, während die Prozesse, welche zur Rußbildung beitragen (u.a. die PAK-Bildung), messtechnisch nicht oder nicht ausreichend berücksichtigt werden.

### **Nicht-regulierte Triebwerke (Wellenleistungstriebwerke, Schubtriebwerke mit Nettoschub < 26,7kN sowie APU)**

Unter die nicht-regulierten Triebwerke fallen unter anderem Wellenleistungstriebwerke für Hubschrauber, Turboprop und APU, aber auch Schubtriebwerke mit einem Nettoschub kleiner 26,7 kN. Dass auch die nicht-regulierten Triebwerke einen signifikanten Einfluss auf die LAQ haben können, wurde bereits in Kapitel 2.3.2 erläutert. Nachfolgend werden die wissenschaftlichen Arbeiten, welche in Bezug zur durchgeführten Arbeit stehen und später für einen Vergleich herangezogen werden können, zusammengefasst dargestellt.

---

<sup>5</sup>Ohne die Verbesserungen des „Tech Insertion“ Programmes, daher weniger effizient und höhere Emissionen als das CFM56-7B/3 (Vergleich ICAO-Emissionsdatenbank).

## Wellenleistungstriebwerke für Hubschrauber

In Cain et al. 2013 [44] wurde der Einfluss der Kraftstoffzusammensetzung auf die Emissionen und Betriebsfähigkeit einer Allison T63-A-700 untersucht. Die Unterschiede zu dem in dieser Arbeit verwendeten Wellenleistungstriebwerk Allison 250-C20B sind eine etwas geringere Wellenleistung<sup>6</sup> sowie der ausschließliche militärische Anwendungsbereich der T63. Die getesteten Kraftstoffe umfassten JP-8, FT-SPK (Synthese aus Kohle) und vier experimentelle Blends (m-Xylene, Methylcyclohexane, iso-Octan sowie n-Heptan) mit einem kettenförmigen Alkan als Basis (n-Dodekan). Die gasförmigen Emissionen wurden nur geringfügig beeinflusst, wobei UHC und Aldehyde besonders sensitiv auf die chemische Zusammensetzung reagierten. Die CO-Emissionen der paraffinischen Kraftstoffe waren im Vergleich zu JP-8 über den gesamten Leistungsbereich um etwa 10 bis 20% geringer. Darüber hinaus wurden die partikelförmigen Emissionen analysiert. Diese wurden stark von der chemischen Zusammensetzung des Kraftstoffs beeinflusst. Grundsätzlich führten paraffinische Kraftstoffe zu einer deutlich geringeren Partikelanzahl und -masse als Kraftstoffe mit einem hohen Aromatengehalt. Die Ergebnisse zeigen, dass die Rußbildungsrate maßgeblich durch die chemischen Eigenschaften (Aromatengehalt und Verzweigungsgrad) des Kraftstoffs beeinflusst werden kann.

In Corporan et al. 2004 [45] wurden ebenfalls an einer vergleichbaren T63 experimentelle Abgasanalysen mit dem Schwerpunkt der Untersuchung von Additiven (Diesel-Cetane-Booster sowie experimentelle Blends) zur Rußminderung durchgeführt. Ein Teilergebnis der Veröffentlichung war, dass mit Blends aus JP-8 und einem Additiv aus n-Paraffinen eine deutliche Reduktion der Partikelemissionen sowohl im Leerlauf als auch bei Vollast möglich ist. Die Verwendung von Diesel-Cetan-Boostern<sup>7</sup> hatte dagegen nur einen minimalen Einfluss auf die Rußpartikelbildung. Darüber hinaus wurden in Corporan et al. 2011 [46] sechs alternative, nicht-petroleum-basierte Flugkraftstoffe hinsichtlich ihrer Emissionseigenschaften und thermischen Stabilität untersucht. Die paraffinischen Kraftstoffe, welche entweder durch FT-Synthese oder Hydroprocessing hergestellt wurden, zeigten eine deutlich geringere Rußbildung sowie moderat reduzierte Emissionen von UHC und CO im Vergleich zu JP-8.

Drozd et al. 2012 [47] untersuchte ebenfalls die Emissionen einer T63 mit JP-8, FT-SPK und 50%igen Mischungen daraus. Es wurde gezeigt, dass FT-Kraftstoff und die Blends im Vergleich zu JP-8 die Partikel- und gasförmigen Emissionen sowohl im Leerlauf als auch bei Cruise deutlich reduzieren. Im Leerlauf verringerten sich die Partikelmassenemissionen mit 100% FT-SPK um 65% und mit dem 50%

---

<sup>6</sup>317 SHP (Shaft Horse Power) für T63-A-700 bei Take-Off, 420 SHP für Allison 250-C20B bei Take-Off.

<sup>7</sup>Diese Additive werden eingesetzt, um die Zündverzugszeit zu verkürzen und eine günstigere Gemischverteilung zum Zündzeitpunkt zu erreichen.

Blend um 50 %, während bei Cruise eine Reduktion der nvPM um 80 % und der UHC-Emissionen um 30 % beobachtet wurde. Die Partikelminderungen resultieren aus geringeren Emissionen von elementarem Kohlenstoff und primären organischen Aerosolen (POA), wobei GC-MS-Analysen zeigten, dass Rückstände von dem verwendeten Triebwerksöl einen wesentlichen Bestandteil der POA-Emissionen im Abgas ausmachen können. Dabei enthielten die Filterproben vom FT-Kraftstoff überwiegend Triebwerksöl als POA-Quelle, während beim JP-8 auch teilweise oxidierte organische Verbindungen und höhere Rußanteile nachgewiesen werden konnten.

Klingshirn et al. 2012 [48] untersuchte die Verbrennungsleistung und ebenfalls die Emissionseigenschaften einer Allison T63-A-700 mit alternativen Kraftstoffen. Verwendet wurde ein aus tierischen Fetten und pflanzlichen Ölen hergestellter Kraftstoff der als HRJ (Hydroprocessed Renewable Jet) definiert wurde und vergleichbar mit dem HEFA-SAF Produktionspfad ist. Außerdem wurde ein 50 %iger Blend aus HRJ und JP-8 und ein Blend aus auf tierischem Fett basierendem HRJ und 16 % biogenen Aromaten getestet. Bei den Experimenten sollten vorrangig die Leistungs- und Emissionseigenschaften bewertet werden. Dazu wurde unter anderem ein Langzeittest über 150 Stunden durchgeführt. Es wurden keine Anomalien in der Triebwerksleistung bei der Nutzung der alternativen Kraftstoffe und den Blends daraus festgestellt. Aufgrund des Fehlens von Aromaten im HRJ-Kraftstoff wurden im Vergleich zu JP-8 reduzierte Rußemissionen bei den reinen und gemischten Kraftstoffen beobachtet. Weiterhin wurde eine Reduktion von gefährlichen Luftschadstoffen, mit Ausnahme von Formaldehyd und Acetaldehyd, festgestellt.

Corporan et al. 2010 [49] untersuchten überdies die gas- und partikelförmigen Emissionen von zwei General Electric T701C- und einem T700-Triebwerk<sup>8</sup>. Die Tests wurden mit JP-8 Kraftstoff bei drei verschiedenen Leistungsstufen (Ground-Idle, 75 % sowie 100 % Leistung) durchgeführt. Zusätzlich wurde eines der T701C-Triebwerke mit einem aus Erdgas gewonnenen FT-SPK betrieben. Das T701C-Triebwerk wies unter allen getesteten Bedingungen signifikant niedrigere Partikelemissionen auf als das T700. Die EI für die Partikelmasse lagen für das T700 zwischen 0,2 und 1,4 g/kg Kraftstoff und für das T701C zwischen 0,2 und 0,6 g/kg Kraftstoff. Beim T701C wurden im Vergleich zum T700 leicht höhere NO<sub>x</sub>- und geringere CO-Emissionen beobachtet, was auf höhere Drücke und Temperaturen durch die Modernisierung des Triebwerks zurückgeführt werden kann. Der Betrieb des T701C mit FT-SPK führte zu einer drastischen Reduktion der Rußemissionen im Vergleich zur Nutzung von JP-8. Zudem erzeugte der alternative Kraftstoff kleinere Partikel und eine leichte Reduktion der CO-Emissionen.

---

<sup>8</sup>Die Triebwerke der T700-Serie treiben die Black Hawk- und Apache-Hubschrauber der U.S. Army an.

## Turboprop

Corporan et al. 2008 [50] untersuchten die Emissionen von zwei Allison T56-A-15-Turboprop-Triebwerken einer Lockheed C-130 Hercules. Die höchsten EI traten bei Leerlaufbedingungen auf, während die mittleren Partikeldurchmesser von 50 nm im Leerlauf auf 70 nm bei maximaler Leistung anstiegen. Die  $EI_{nvPM}$  der Partikelmasse reichten von 1,6 bis 3,5 g/kg. Im Jahre 2008 fehlten standardisierte Verfahren zur Messung von PM-Emissionen aus Triebwerken, sodass diese Studie konventionelle Aerosolinstrumente (CPC, SMPS) einsetzte, um die Eignung der Geräte zur Messung von PM-Emissionen realer militärischer Flugzeugtriebwerke zu bewerten. Ergänzend zu Corporan et al. 2008 untersuchten Spicer et al. 2009 [51] im Schwerpunkt die gasförmigen Emissionen der C-130H und verglich diese mit dem Emissionsprofil einer F-15 mit F100-PW-100 Triebwerken. Es wurden ebenfalls Messmethoden für die Abgasmessungen, im Schwerpunkt der Gasphasenanalyse, validiert. Über die ICAO-regulierten Standardabgase hinaus wurden reaktive Gase wie Benzol, Acetaldehyd und weitere aromatische Verbindungen charakterisiert. Das T56 emittierte dabei über fast alle Laststufen hinweg<sup>9</sup>, im Vergleich zum F100, mehr CO und UHC inklusive organischer reaktiver Gase, jedoch weniger Stickstoffoxide. Die Abweichungen im Emissionsverhalten sind in erster Linie auf die variierenden Druckverhältnisse zurückzuführen.

In der SAMPLE IV Kampagne standen nicht-regulierte Triebwerke im Fokus [15, 39]. Von diesen Kampagnen wurden bisher noch keine Ergebnisse veröffentlicht.

## APU

In Kinsey et al. 2012 [52] wurden im Rahmen der AAFEX Kampagne die Emissionen einer APU von Honeywell, ehemals Garrett AiResearch, mit der Bezeichnung GTCP85-98CK mit JP-8 und FT-SPK untersucht. Die Messungen umfassten  $SO_2$ , CO,  $NO_x$ , Partikelmasse und -anzahl sowie die Größenverteilung der nvPM. Es konnte gezeigt werden, dass die Verwendung von FT-SPK die  $SO_2$ - und Rußmasse um etwa 90 % und die Partikelanzahl um 60 % reduzieren kann. Zudem waren die durch JP-8 erzeugten Partikel größer als die Partikel, welche mit der Verbrennung von FT-SPK emittiert wurden. Für den GMD ergaben sich Werte von 20 bis 50 nm. Außerdem reduzierten sich organische PM-Bestandteile um ein Fünftel. Die Ergebnisse dieser Forschung stellten ebenfalls fest, dass APU, abhängig vom Kraftstoffverbrauch, eine bedeutende Quelle für die LAQ an großen Flughäfen in städtischen Gebieten sein können. Durch die Nutzung von alternativen Kraftstoffen wie FT-SPK könnte allerdings eine erhebliche Emissionsminderungen erreicht werden, wenn es keine Alternative zum Betrieb der APU aufgrund der Flughafeninfrastruktur gibt.

<sup>9</sup>Mit Ausnahme des Betriebs des F100 unter Verwendung des Nachbrenners.

Zusammenfassend lässt sich festhalten, dass die nach der ICAO nicht-regulierten Triebwerke ebenfalls fester Bestandteil der Forschung sind. Die hier zusammengefassten experimentellen Abgasanalysen an Wellenleistungstriebwerken (Hubschrauber und Turboprop) sowie APU machen deutlich, dass ein großes Potential zur Verbesserung der LAQ durch den Einsatz alternativer Kraftstoffe erreicht werden kann. Weiterhin ist deutlich geworden, dass das in der vorliegende Arbeit verwendete Hubschraubertriebwerk für Experimente mit alternativen Kraftstoffen geeignet ist und eine solide Basis für die Evaluation der Messergebnisse bietet. Vergleichbar zu den regulierten Triebwerken gibt es zwar Ansätze die flüchtigen Emissionen und die Rußbildung messtechnisch zu erfassen, jedoch sind diese oftmals nicht vollumfänglich durchgeführt worden und bieten Interpretationsspielraum (z. B. keine durchgeführte Verlustkorrektur für partikelförmige Emissionen). Diese Lücke soll unter anderem mit der vorliegenden Arbeit geschlossen werden.

### **2.3.4 Flüchtige Emissionen**

Flüchtige organische Verbindungen sind laut EPA organische Stoffe, die an photochemischen Reaktionen in der Atmosphäre beteiligt sind, wobei sich die ursprüngliche Definition auf die Flüchtigkeit bezieht. VOC sind unter anderem für die Entstehung von sekundärem bodennahem Ozon verantwortlich und somit ein kritischer Faktor für die LAQ und daher wesentlicher Bestandteil der vorliegenden Arbeit.

Ein vom FAA geförderter Bericht [24] vom Airport Cooperative Research Program untersuchte gasförmige HAP-Emissionen von im Leerlauf betriebenen Triebwerken in Abhängigkeit von Betriebs- und Umgebungsbedingungen. Die VOC-Emissionen des untersuchten CFM56-7B24 Triebwerks waren dabei stark temperaturabhängig und unter kalten Bedingungen ( $-8^{\circ}\text{C}$  bis  $0^{\circ}\text{C}$ ) etwa doppelt so hoch wie bei höheren Temperaturen ( $15^{\circ}\text{C}$ ). Zudem zeigte sich eine Abhängigkeit vom Kraftstoffdurchsatz: Beim typischen Rollbetrieb eines Flugzeugs lagen die VOC-Emissionen etwa 40 % über den ICAO-Zulassungswerten des UHC-Werts, welcher bei 7 % Schub gemessen wurde. Die Zusammensetzung der Abgase blieb weitgehend konstant, wobei das Verhältnis einzelner VOC, wie Formaldehyd bis 1,3-Butadien, unabhängig von der Schubleistung und Temperatur stabil blieben. Eine Ausnahme bei den Messungen bildete der 1-Ring-Aromat Benzol, welcher vom Aromatengehalt des Kraftstoffs abhängig war [24]. Des Weiteren wurden in den NASA-Messkampagnen, unter anderem der AAFEX-Kampagne, zahlreiche VOC analysiert. Dabei sanken die Emissionen flüchtiger Aerosole mit der Triebwerksleistung. Darüber hinaus wurden aromatische Verbindungen und der Einfluss der alternativen Kraftstoffe auf die Bildung dieser untersucht. Beispielsweise war im Leerlauf der EI von Benzol bei der Verbrennung von FT-SPK fünfmal niedriger als bei der Verwendung von JP-8 [28].

### 2.3.5 Triebwerksöl

Zur Vollständigkeit wird im Folgenden der Einfluss von Triebwerksöl auf die Emissionen von Fluggasturbinen eingegangen, obwohl in der vorliegenden Arbeit dieser Zusammenhang nicht im Speziellen untersucht worden ist. Bei den durchgeführten Messkampagnen wurden die Öldämpfe außerhalb der Probenahme in den Abgasstrahl geleitet. Die Ableitung der Ölabgase wurde hinter der Probenahme für die gasförmigen als auch für die partikelförmigen Emissionen durchgeführt, sodass sämtliche Emissionen von Ölbestandteilen unabhängig betrachtet werden. Dennoch kann nicht ausgeschlossen werden, dass Ölrückstände (flüssig oder gasförmig) bei der Probenahme mit analysiert wurden.

Der Einfluss vom Triebwerksöl kann (gerade bei der Verwendung von SAF) für die Bildung von primären als auch sekundären Partikeln groß sein. Durch die alternativen Kraftstoffe ohne Aromaten sind vor allem die aromatischen Verbindungen im Öl, die als Rußvorläufer gelten, für die Partikelbildung verantwortlich. Die Abführung der Triebwerksölemissionen ist von Triebwerk zu Triebwerk unterschiedlich. So gibt es Triebwerksmodelle (z. B. CFM56) welche die Öldämpfe in den Heißgasbereich ableiten. Andere Modelle (z. B. PW4000) führen die Ölemissionen wiederum in den kälteren Bypassstrom ab [53]. Daher ist die Triebwerkstechnologie ein entscheidender Faktor beim Vergleich der primären und sekundären ölabhängigen Emissionen. Grundsätzlich verbrennt die Gasturbine im Vergleich zum Kolbenmotor kein Öl. Die Rückstände im Abgas sind durch die Lagerschmierung zu erklären. Mit zunehmender Triebwerksleistung und höheren Drücken nimmt die Dichtwirkung an den Lagerkammern zu und die Wahrscheinlichkeit ab, dass Öl verdampft und die Rückstände im Abgas nachgewiesen werden können. Das Hauptproblem sind die sogenannten „Öl-Vents“ an denen die Öldämpfe bzw. überschüssiges Öl ausgelassen wird. Aktuelle Studien [53] zeigen, dass der gemessene Triebwerksölverbrauch und der damit verbundene Ölemissionsindex ein Vielfaches höher ist als der von Ruß. Als Beispiel sei hier ein EI von 0,11 g/kg für den Flugfall (Cruise) nach Decker et al. 2024 [53] genannt.

### 2.3.6 Kondensstreifen

Die von Triebwerken emittierten Rußpartikel können unter kalten Temperaturen als Keime für die Bildung von Eiskristallen dienen und dadurch zur Entstehung von persistenten Kondensstreifen beitragen. Diese können sich insbesondere bei feuchten Wetterbedingungen über mehrere Stunden halten und weiter ausbreiten. Während dieser Zeit können die Eiskristalle mit der Erdoberfläche interagieren. Nachts kann die Wärmestrahlung der Erdoberfläche in die Atmosphäre zurückgehalten werden, wodurch es zu einer Erwärmung kommen kann. Tagsüber können die Kondensstrei-

fen auch einen kühlenden Effekt haben, indem die Strahlung der Sonne reflektiert wird. Studien zeigen, dass die Erwärmung durch diese nicht-CO<sub>2</sub>-Effekte des Luftverkehrs ähnlich groß sein könnten, wie die gesamte Klimawirkung des durch die Luftfahrt emittierten und aufsummierten CO<sub>2</sub> seit ihrem Beginn [3]. Ob sich ein Kondensstreifen bildet, hängt maßgeblich vom Schmidt-Appleman-Kriterium ab, welches die Bedingungen für die Bildung von Kondensstreifen hinter Flugzeugen beschreibt [54].

Nach Lee et al. 2021 [3] machen Kondensstreifenzirren noch vor CO<sub>2</sub> den größten Anteil des klimatischen Einflusses der Luftfahrt aus<sup>10</sup>, obwohl die Kondensstreifen nur wenige Tage einen Einfluss auf die Erwärmung haben. Im Rahmen der ECLIF-Kampagnen untersuchte das DLR gemeinsam mit der NASA unter anderem, wie die Zusammensetzung von Flugkraftstoffen mit der Mikrophysik von Kondensstreifen und deren Klimaauswirkungen zusammenhängt. Dazu wurden in Voigt et al. 2021 [31] Abgas- und Kondensstreifeneigenschaften eines Airbus A320 mit V2527-A5 Triebwerken untersucht, welche mit herkömmlichem Jet A-1 und mit niedrig aromatischen Kraftstoffen (HEFA-SAF sowie FT-SPK) betrieben wurden. Die Messungen belegen, dass die Verbrennung alternativer Kraftstoffe zu einer 50-70%igen Reduktion der Rußpartikelanzahl und damit Eiskristallanzahl, sowie einer Zunahme der Eiskristallgröße führt. Eine Kernaussage dieser Untersuchungen ist, dass die geringere Anzahl an Eiskristallen in Kondensstreifen in einer reduzierten Energiedeposition in der Atmosphäre und damit in einer geringeren Erwärmung resultiert. Es könnte zu signifikanten Reduzierungen des klimatischen Einflusses der Luftfahrt führen, wenn eine breite Einführung von niedrig aromatischen Flugkraftstoffen sowie eine Regulierung zur Begrenzung des maximalen Aromatengehalts in Flugkraftstoffen erzielt werden würde [31]. Weiterhin wird von Yu et al. 2024 [55] diskutiert, inwiefern flüchtige Partikel und deren eventuelle Zunahme bei der Verwendung von alternativen Kraftstoffen einen Einfluss auf die Kondensstreifen-Eispartikel haben. Ebenfalls wurden 2024 Kondensstreifen von einem D328-Turboprop-Flugzeug (zwei PW119B-Triebwerke) mit 100% synthetischem aromatenfreiem Kraftstoff vermessen. Die Ergebnisse aus dem CLIM0ART Projekt (Climate Impact-driven Emission and Contrail Measurements of 0 Aromatic fuels in Regional Turboprop Aircraft) sind jedoch noch nicht veröffentlicht.

---

<sup>10</sup>Nur knapp 20% der Flugzeugbewegungen führen zur Kondensstreifenbildung. Diese können einen sehr starken kurzzeitigen Effekt der Erwärmung aber auch Kühlung (abhängig von Tag und Nacht) hervorrufen.

## 2.4 Herausforderungen und Lücken im aktuellen Stand der Technik

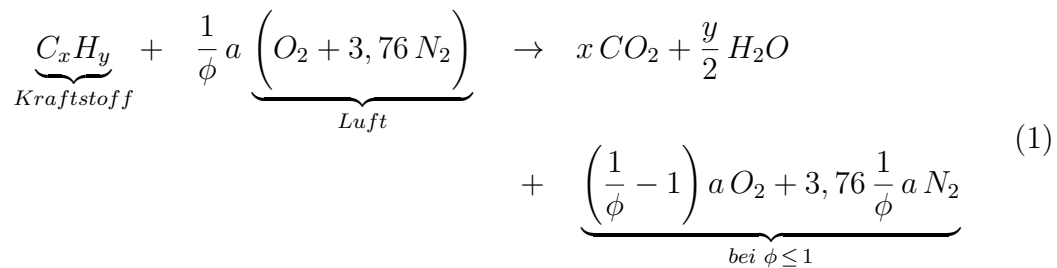
Obwohl es Studien zur Emissionsanalyse von Hubschraubertriebwerken und weiteren nicht-regulierten Triebwerken wie Turboprop und APU gibt, fokussieren sich diese in der Regel entweder auf gasförmige oder auf partikelförmige Emissionen, jedoch selten auf eine umfassende und kombinierte Betrachtung beider Emissionsarten zusammen mit den chemisch-physikalischen und thermodynamischen Prozessen innerhalb der Brennkammer der Gasturbine. Weiterhin sind viele Studien ausschließlich mit Kraftstoff-Blends durchgeführt worden, ohne reine aromatenfreie Kraftstoffe zu verwenden. Die in dieser Arbeit angewandten Messtechniken ermöglichen eine detaillierte Charakterisierung der nicht-CO<sub>2</sub>-Emissionen eines Wellenleistungstriebwerks mit alternativen und nachhaltigen aromatenfreien Kraftstoffen, wodurch bestehende Wissenslücken geschlossen werden können. Ebenfalls wird der Einfluss von zwei verschiedenen alternativen Kraftstoffen (HEFA-SAF sowie FT-SPK) im Vergleich zu Jet A-1 ausführlich diskutiert.

In dieser Arbeit soll die Verbrennung und Emissionsentstehung mit alternativen Kraftstoffen detailliert untersucht werden. Im Fokus steht vor allem die messtechnische Erfassung von Gasphasenspezies, Rußvorläufern (PAK) sowie die umfassende Analyse der nicht-flüchtigen Partikel im Bezug zur Brennkammertechnologie der Allison 250-C20B. Diese detaillierte Untersuchung trägt dazu bei, ein tieferes Verständnis für die Umweltwirkungen von nicht-regulierten Triebwerken zu entwickeln und schafft eine Grundlage für künftige Forschungen in diesem Bereich. Es werden weder der Einfluss von Öl oder des Alterungszustands auf das Emissionsverhalten noch Auswirkungen auf die Klimaaktivität der gas- und partikelförmigen Emissionen, also nicht-CO<sub>2</sub>-Effekte, von Gasturbinen untersucht.

### 3 Grundlagen der Emissionsanalyse

#### 3.1 Ideale und reale Verbrennung in der Brennkammer einer Gasturbine

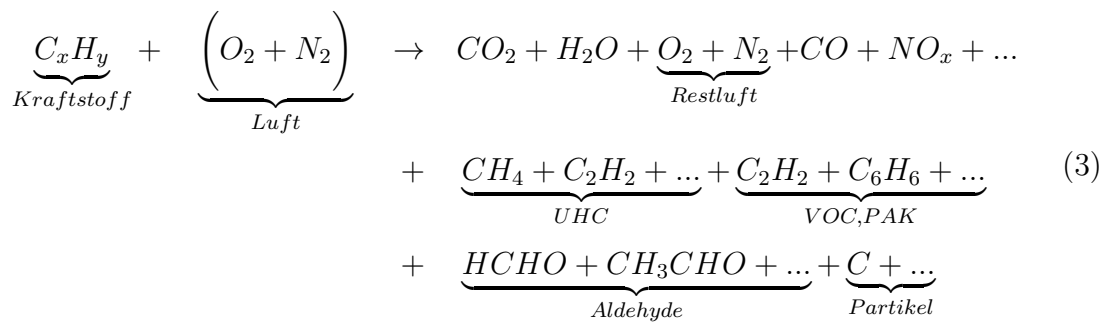
Die ideale Verbrennung in der Brennkammer einer Gasturbine ist ein theoretisches Modell, bei dem der gesamte Kraftstoff vollständig zu  $\text{CO}_2$  und  $\text{H}_2\text{O}$  oxidiert wird, siehe globale Reaktionsgleichung (1). Wird ein stöchiometrisches Kraftstoff-Luft-Verhältnis ( $\phi=1$ ) angenommen, werden die Ausgangsstoffe bei der Reaktion vollständig umgesetzt, ohne dass ein Überschuss an Kraftstoff oder Oxidator verbleibt. In diesem idealisierten Szenario entstehen keine Schadstoffemissionen wie  $\text{CO}$ ,  $\text{UHC}$ ,  $\text{NO}_x$  oder Rußpartikel.



Dabei bezeichnen  $x$  und  $y$  die Anzahl der Kohlenstoff- bzw. Wasserstoffatome,  $\phi$  das Äquivalenzverhältnis, siehe Gleichung (6) und 3,76 das Stoffmengenverhältnis von  $\text{N}_2$  zu  $\text{O}_2$  in Luft. Der stöchiometrische Ausgleichsfaktor  $a$  beschreibt die erforderliche Menge an Sauerstoff, um einen gegebenen Kraftstoff  $\text{C}_x\text{H}_y$  vollständig und stöchiometrisch zu oxidieren [56].

$$a = x + \frac{y}{4} \quad (2)$$

Bei der realen Verbrennung hingegen treten verschiedene praktische Einschränkungen auf. Aufgrund einer unvollständigen Durchmischung von Kraftstoff und Luft sowie lokaler Schwankungen im Kraftstoff-Luft-Verhältnis (Fuel-Air-Ratio, FAR) kommt es zu einer unvollständigen Verbrennung. Dies führt zur Bildung von gasförmigen und partikelförmigen Emissionen. Die Unterschiede im lokalen FAR verursachen variable Flammentemperaturen und somit Temperaturunterschiede innerhalb der Brennkammer, welche das Resultat von sich unterscheidenden chemischen Reaktionen sind. Die Temperaturen können, abhängig vom Betriebspunkt der Gasturbine und dem daran gekoppelten FAR sowie Mischungsverhalten, stark inhomogen sein. Eben diese Charakteristik der Verbrennung und der damit verbundenen Emissionsbildung unterscheidet sich nach verwendeter Brennkammertechnologie, siehe Abschnitt 3.2.2. Für die reale Verbrennung müsste daher Gleichung (1) wie folgt qualitativ, der Einfachheit halber ohne Vorfaktoren, erweitert werden:



Aus Gleichung (3) wird ersichtlich, dass zahlreiche Verbrennungsprodukte im Abgas vorhanden sein können. Jedoch handelt es sich ebenfalls um eine vereinfachte Reaktionsgleichung, da z. B. der Kraftstoff nicht nur aus Kohlenwasserstoffen, sondern zum geringen Teil auch aus anderen Molekülen (z. B. Schwefelverbindungen) besteht, welche ebenfalls emittiert werden. Wie bereits in der Einleitung angesprochen, besteht das Abgas zu etwa 99,5 - 99,9 % aus den Hauptanteilen  $CO_2$ ,  $H_2O$ ,  $N_2$  und  $O_2$ . Die restlichen 0,1 - 0,5 % bestehen hauptsächlich aus  $CO$ ,  $NO_x$ , UHC und Partikeln [8].

### Einfluss des Kraftstoff-Luft-Verhältnisses auf die Verbrennung

Zur Beschreibung der Gemischzusammensetzung im Verbrennungsprozess werden die Massenverhältnisse von Luft zu Kraftstoff (Air-Fuel-Ratio, AFR) bzw. von Kraftstoff zu Luft (Fuel-Air-Ratio, FAR) herangezogen.

$$AFR = \frac{m_{Luft}}{m_{Kraftstoff}} = \frac{n_{Luft} \cdot M_{Luft}}{M_{Kraftstoff}} \quad (4)$$

$$FAR = \frac{1}{AFR} \quad (5)$$

Ferner beschreibt das Äquivalenzverhältnis  $\phi$  das Verhältnis des tatsächlichen Kraftstoff-Luft-Gemischs zum stöchiometrischen Mischungsverhältnis.

$$\phi = \frac{FAR}{FAR_{\text{stöchiometrisch}}} \quad (6)$$

Werte von  $\phi > 1$  kennzeichnen eine fette Verbrennung (Kraftstoffüberschuss), während bei  $\phi < 1$  eine magere Verbrennung (Luftüberschuss) vorliegt. Darüber hinaus ist zwischen dem globalen und dem lokalen Äquivalenzverhältnis bzw. Prozessgrößen zu unterscheiden. Das globale Verhältnis beschreibt das Verhältnis in der Gesamtströmung ohne lokale Unterschiede zu berücksichtigen. Es ist somit ausschließlich von der stromauf eingebrachten Kraftstoff- und Luftmenge abhängig. Die Qualität der Durchmischung wird durch die lokalen Verhältnisse beschrieben und wird damit

durch die Art der Zerstäubung, Vermischung und Verdampfung beeinflusst. Eine gute Durchmischung setzt voraus, dass der Kraftstoff homogen verteilt und fein zerstäubt bzw. verdampft in die Verbrennungszone eingebracht wird. Das lokale Äquivalenzverhältnis kann sich somit bei vor allem unzureichender Durchmischung stark vom globalen unterscheiden. Dadurch können die Flammenstruktur und sich ausbildenden Temperaturen aber auch das Verbrennungsverhalten sowie die Emissionsbildung beeinflusst werden [57].

### 3.1.1 Entstehung von gasförmigen Emissionen

Die Entstehung der Emissionen ist das Ergebnis komplexer chemischer Reaktionen, die während der Zersetzung des Kraftstoffs und der anschließenden Oxidation innerhalb der Brennkammer der Gasturbine ablaufen. Der thermische Zersetzungsprozess, bei welchem Kohlenwasserstoffe durch thermische Energie in kleinere Moleküle und Radikale zerlegt werden, ist ein zentraler Mechanismus der technischen Verbrennung [58]. Globalreaktionsgleichungen legen nur den Umsatz von den Ausgangsstoffen zu den Endprodukten fest und beschreiben ausschließlich die Stoffmengenverhältnisse der Reaktion. Der zeitliche Verlauf der Reaktionen bleibt bei dieser Betrachtungsweise ohne Bedeutung [59]. Um die Verbrennung und die Schadstoffentstehungsmechanismen besser verstehen zu können, wird in den nachfolgenden Abschnitten auf die Elementarreaktionen, welche eine zeitliche Auflösung der Verbrennung ermöglichen, eingegangen. Es kann jedoch nur ein grober Überblick gegeben werden. Für eine detaillierte Darstellung sämtlicher Elementarreaktionen, welche bei der Verbrennung von Kohlenwasserstoffen stattfinden können, wird daher auf die einschlägige Literatur verwiesen [60, 61].

Grundsätzlich kann zwischen Hoch- Niedrig- und Mitteltemperaturoxidation unterschieden werden. Bei Brennkammern für Gasturbinen wird angenommen, dass diese globale Temperaturen über 1200 K erreichen und daher in die Hochtemperaturreaktionen eingeordnet werden können [58]. Unter hohen Temperaturen brechen die chemischen Verbindungen innerhalb der Kohlenwasserstoffmoleküle und der Luft. Die thermische Spaltung erzeugt Zwischenprodukte (u.a. kleinere Kohlenwasserstoffmoleküle) und Radikale, welche für die anschließenden Oxidationsreaktionen notwendig sind. Als Radikale werden Atome oder Moleküle bezeichnet, die ein ungepaartes Valenzelektron aufweisen. Wie in den folgenden Gleichungen zu erkennen ist, lassen sich die freien Valenzen durch einen hochgestellten Punkt darstellen [59]. Das Gerüst des chemischen Kinetikmodells für die Hochtemperaturoxidation folgt einer hierarchischen Struktur. Dabei werden langkettige Kohlenwasserstoffmoleküle ( $C_4$ -Spezies und größer) thermisch und chemisch in kleinere Kohlenwasserstoffmoleküle (d.h.  $C_1$ - und  $C_2$ -Spezies) durch Initiierungs-, Ausbreitungs- und Abbruch-

reaktionen zerlegt. Die Kinetik des  $H_2$ - $O_2$ -Systems bildet die Grundlage für jede Kohlenwasserstoffoxidation, da diese für die Erzeugung des Verbrennungsradikalpools unerlässlich ist. Die  $H_2$ - $O_2$ -Reaktionsuntergruppe umfasst unter anderem die primäre Verzweigungsreaktion, vgl. Gleichung (7), welche für die Hochtemperaturoxidation von Kohlenwasserstoffen entscheidend ist [58]:



Dominieren diese Verzweigungsreaktionen die Gesamtreaktion, steigt die Gesamtzahl der Radikale exponentiell. Dadurch wird die Verbrennungskinetik maßgeblich beeinflusst. Ein Wasserstoffradikal kann z. B. aus der thermischen Spaltung eines Kerosin-Kohlenwasserstoffmoleküls (modellhaft angenähert durch  $C_{12}H_{23}$ ) stammen:



Verallgemeinert kann für die oben aufgeführten Elementarreaktionen angenommen werden, dass während der Oxidation von Kohlenwasserstoffen höherer Ordnung ein Kraftstoffmolekül (RH) zunächst durch Reaktion in Gleichung (9) einer H-Atom-Abstraktion unterzogen wird, um im Anschluss ein Alkyldradikal (symbolisch als R dargestellt) zu erzeugen:



Dabei steht X für sehr reaktive Spezies, darunter  $OH\cdot$ ,  $H\cdot$ ,  $O\cdot$ ,  $HO_2$  oder diverse Kohlenwasserstoffradikale wie z. B.  $CH_3\cdot$ , sowie für weitere Reaktionspartner, wie etwa  $O_2$ . Die in dieser Reaktion gebildeten Alkyldradikale werden Kettenreaktionen mit anderen Verbrennungsradikalen eingehen, um kleinere Kohlenwasserstoffmoleküle zu bilden (z. B.  $CH_3$ ,  $C_2H_4$ ,  $C_2H_5$  usw.). Diese Kohlenwasserstoffmoleküle reagieren unter stöchiometrischen und mageren Bedingungen mit sauerstoffhaltigen Verbrennungsspezies (d. h.  $O_2$ ,  $O\cdot$ ,  $OH\cdot$  und  $HO_2$ ), um Formaldehyd ( $CH_2O$ ) zu bilden, eines der wichtigsten Zwischenprodukte bei der Oxidation von Kohlenwasserstoffkraftstoffen. Im Anschluss können sich daraus anhand von Rekombinationsreaktionen andere stabile Moleküle, wie z. B.  $CO$ ,  $NO_x$  und UHC bilden [58]. Unter brennstoffreichen Bedingungen können die Brennstoffradikale (z.B. Methyl  $CH_3$ ) auch bevorzugt zu längerkettigen Kohlenwasserstoffen reagieren (z.B.  $C_2H_2$  oder  $C_2H_6$ ), welche wiederum Rußvorläufer darstellen. Alle Kohlenwasserstoffe ( $C_xH_y$ ) sowie deren radikalische Zwischenprodukte ( $C_xH_y\cdot$ ) werden im Folgenden unter dem Sammelbegriff der UHC zusammengefasst.

## Kohlenstoffmonoxid

Kohlenstoffmonoxid ist ein wesentliches Zwischenprodukt bei der Wärmefreisetzung in einer Flamme, aber auch ein Schadstoff bei der unvollständigen Verbrennung. CO verbleibt in der Brennkammer vorrangig bei einer unzureichenden Sauerstoffzufuhr, niedrigen Verbrennungstemperaturen, zu geringen Verweil- oder Aufenthaltszeiten [62] in der Ausbrandzone oder durch eine ungleichmäßige Kraftstoff-Luft-Durchmischung (Fett: zu wenig Sauerstoff, Mager: zu kalt und CO bleibt stabil und wird nicht vollständig zu CO<sub>2</sub> oxidiert). Der Prozess beginnt, wie im Abschnitt zuvor hergeleitet, mit der thermischen Zersetzung von Kohlenwasserstoffen (hier: Methan) bzw. unimolekularen Reaktionen (Zerfall oder Umlagerung eines Moleküls [61]):



Im Anschluss können die Zwischenprodukte nach folgender bimolekularen Reaktion gebildet werden (zwei Reaktionspartner sind beteiligt [61]):



Weitere Reaktionsschritte können dann zur Bildung der stabilen Endprodukte bzw. Emissionskomponenten führen, was eine Hauptreaktion der Wärmefreisetzung darstellt.



Wobei M eine Kollisionsspezies beschreibt. Sind ausreichend Hydroxylradikale (OH-Radikale) vorhanden, kann CO weiter zu CO<sub>2</sub> oxidiert werden, was eine weitere Hauptreaktion der Wärmefreisetzung darstellt.



CO verbleibt vorrangig als Zwischenprodukt der partiellen Oxidation, siehe Gleichung (12). Voraussetzung für die weitere Oxidation zu CO<sub>2</sub> ist jedoch, dass ausreichend hohe Temperaturen, Sauerstoff und Hydroxyl-Radikale (OH<sup>·</sup>) bei ausreichend langer Verweilzeit vorliegen. In sauerstoffarmen oder kalten Bereichen der Brennkammer bleibt CO daher als Endprodukt bestehen, da unter anderem die Konzentration der OH-Radikale mit sinkender Temperatur drastisch abnimmt. In Abbildung 4 ist der Einfluss auf den EI<sub>CO</sub> vom Brennkammereintrittsdruck sowie dem Sauterdurchmesser (Sauter Mean Diameter, SMD) bzw. der Zerstäubungsqualität in Abhängigkeit vom Äquivalenzverhältnis dargestellt. Es lässt sich im linken Bereich der Abbildung 4 erkennen, dass die CO-Emissionen unter mageren Verbrennungsbedingungen ( $\phi \approx 0,8$  bis  $0,9$ ) bei den untersuchten Brennkammereintrittsdrücken ( $p_{BK}$ )

ein Minimum erreichen. Bei Äquivalenzverhältnissen größer 0,9 verbleibt mehr CO aufgrund einer zu fetten Verbrennung im Abgas. Bei  $\phi$  kleiner 0,8 verbleibt ebenfalls mehr CO aufgrund einer zu mageren Verbrennung (Reaktionsverlöschung). Weiterhin bilden sich unter höherem Brennkammereintrittsdruck signifikant weniger CO-Emissionen aus [57, 62].

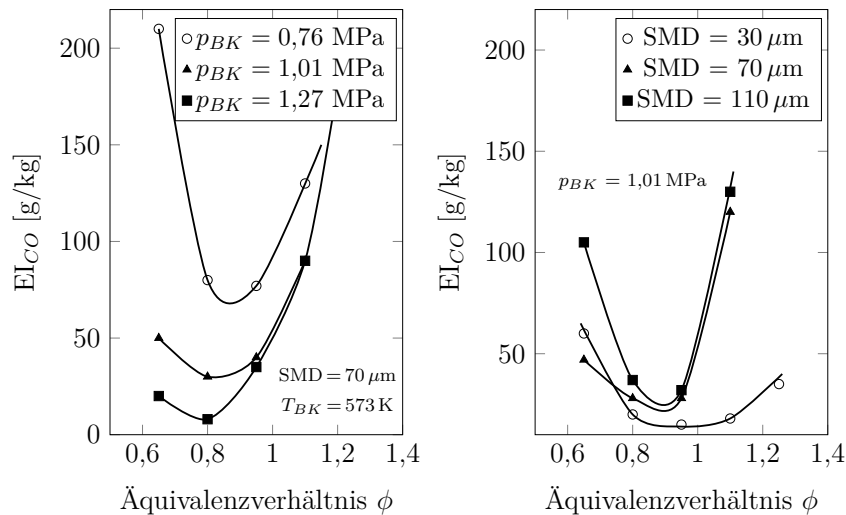


Abbildung 4: Einfluss vom Brennkammereintrittsdruck und dem Tropfendurchmesser auf  $EI_{CO}$  in Abhängigkeit vom Äquivalenzverhältnis [57].

In der rechten Darstellung in Abbildung 4 kann zusätzlich eine Abhängigkeit der CO-Bildung vom SMD bzw. der Zerstäubungsqualität abgeleitet werden. Aus der Abbildung ist ersichtlich, dass kleinere Tropfen zu einer CO-Reduzierung beitragen können. Das Minimum liegt, abhängig vom Tropfendurchmesser, bei leicht mageren Äquivalenzverhältnissen von 0,85 bis 0,95. Der Haupteinfluss der mittleren Tropfengröße auf die CO-Emissionen ergibt sich aus ihrer Wirkung auf das zur Kraftstoffverdampfung benötigte Volumen. Liegen große Tropfen vor, nimmt die Kraftstoffverdampfung einen erheblichen Anteil des gesamten Reaktionsvolumens innerhalb der Brennkammer ein. Die Verdampfung des Kraftstoffs dauert länger, wodurch sich die Zeit bis zur vollständigen Verbrennung erhöht. Dadurch steht ein geringerer Raum für die Oxidation des verdampften Kraftstoffs zur Verfügung, sodass die Verbrennung bei größeren Tropfen eher unvollständig bleibt [57]. Dagegen besitzen kleinere Tropfen eine größere Tropfenoberfläche relativ zum Volumen. Dadurch kommt es zu einer schnelleren Verdampfung, besseren Durchmischung sowie vollständigeren Oxidation.

## Unverbrannte Kohlenwasserstoffe

Unverbrannte Kohlenwasserstoffe entstehen sowohl durch mit dem Abgas mitgerisene Kraftstofftröpfchen oder -dämpfe als auch durch thermische Zersetzungsprozesse. Dabei werden die ursprünglichen Kraftstoffmoleküle in Verbindungen mit geringerer molarer Masse bzw. Kraftstofffragmente überführt werden. Solche Emissionen treten typischerweise im Zusammenhang mit unzureichender Zerstäubung, unvollständiger Verbrennung oder lokalen Abkühlungseffekten auf, welche beispielsweise durch Kühlluftöffnungen in den Brennkammerwänden verursacht werden können [57]. Diese Faktoren begünstigen insbesondere bei Teillast oder niedriger Betriebstemperatur die Bildung von UHC-Emissionen. Die Fachliteratur der technischen Verbrennung spricht daher von Flammenlöschung durch Streckung (auch Flammenlöschung durch zu hohe lokale Geschwindigkeiten oder Turbulenz) und Flammenlöschung an der Wand und in Spalten [61]. Der Bildungsmechanismus von UHC-Emissionen beginnt ebenfalls mit der Zersetzung des Kraftstoffs in kleinere Moleküle (Annahme: Kraftstoff wurde in Methan  $\text{CH}_4$  zersetzt):



Im Anschluss daran können insbesondere in brennstoffreichen Zonen Radikale aufeinander treffen und reagieren:



Die Bildung größerer Kohlenwasserstoffmoleküle oder das Überleben von Fragmenten wie  $\text{CH}_4$  oder  $\text{C}_2\text{H}_6$  (Ethan) trägt zum Gesamtwert der UHC bei. Ebenfalls bilden sich insbesondere in kälteren oder schlecht durchmischten Zonen der Brennkammer die UHC-Emissionen aus, da die lokale Reaktionstemperatur nicht ausreicht um weitere Reaktionen anzustoßen. Die zugrunde liegenden reaktionskinetischen Abläufe bei der unvollständigen Verbrennung bzw. der Bildung von UHC sind komplexer und vielfältiger als im Fall von Kohlenstoffmonoxid, dennoch zeigen sich hinsichtlich der maßgeblichen Einflussgrößen (Brennkammereintrittstemperatur, Brennkammereintrittsdruck, Zerstäubungsqualität) ähnliche Zusammenhänge [57].

Dazu ist in Abbildung 5 der Einfluss des Tropfendurchmessers auf die UHC-Emissionen in Abhängigkeit vom Äquivalenzverhältnis dargestellt. Vergleichbar zu den CO-Emissionen stellt sich bei einem leicht mageren Äquivalenzverhältnis ( $\phi \approx 0,8$  bis  $0,9$ ) ein Emissionsminimum ein. Ebenfalls verbleiben mit kleinerem Tropfendurchmesser weniger UHC-Emissionen im Abgas.

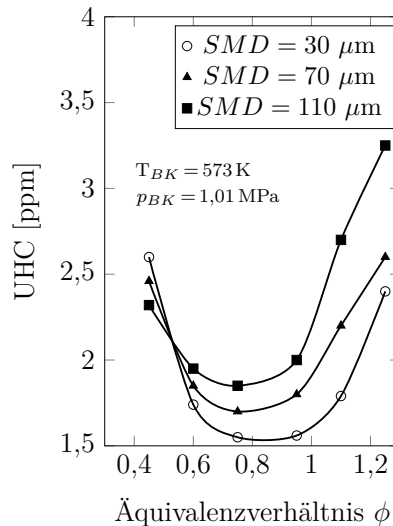
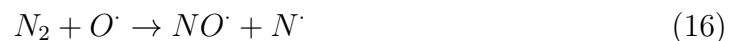


Abbildung 5: Einfluss der Zerstäubungsqualität auf die UHC-Emissionen in Abhängigkeit vom Äquivalenzverhältnis [57].

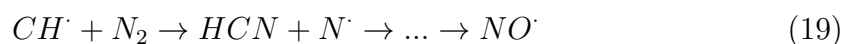
### Stickstoffoxide

Stickstoffoxide entstehen primär durch Reaktionen zwischen Stickstoff ( $N_2$ ) und Sauerstoff ( $O_2$ ) bei hohen Temperaturen und werden als  $NO_x$  zusammengefasst. Wobei  $NO_x$  die Summe aus  $NO$ - und  $NO_2$ -Emissionen darstellt. Es kann jedoch nicht nur luftgebundener Stickstoff, sondern auch im Kraftstoff gebundener Stickstoff zur  $NO_x$ -Bildung beitragen. Die wichtigsten Mechanismen zur Entstehung sind der thermische  $NO_x$ -Mechanismus (Zeldovich-Mechanismus), der prompte  $NO_x$ -Mechanismus, die Bildung von  $NO$  über Distickstoffmonoxid sowie über den Kraftstoff [57].

Der Zeldovich-Mechanismus dominiert bei lokalen Temperaturen über 1800 K, da erst dort die Aktivierungsenergie ausreicht, um die starken  $N_2$ -Dreifachbindungen zu spalten. Die anschließende Bildung der Emissionen kann nach folgenden Elementarreaktionen erfolgen [61]:



Bei niedrigeren Temperaturen dominiert der prompte  $NO_x$ -Mechanismus, bei welchem Stickstoffradikale durch schnelle Reaktionen von Kohlenwasserstoffradikalen, also bevorzugt in brennstoffreichen Gemischen, mit Stickstoff gebildet werden. Im Anschluss daran kann das Stickstoffradikal mit Sauerstoff zu einem  $NO$ -Molekül reagieren [61].



Ein weiterer möglicher Entstehungspfad von Stickstoffoxiden verläuft über die Bildung von Distickstoffmonoxid ( $N_2O$ ) unter Beteiligung eines inerten Stoßpartners  $M$  [58, 63].



$N_2O$  kann im Anschluss mit einem Sauerstoffradikal zu  $NO$  weiter reagieren.



Aufgrund der hohen Temperaturen in kraftstoffreichen Verbrennungszonen trägt der  $N_2O$ -Pfad im Vergleich zum thermischen und prompten  $NO_x$ -Mechanismus nur in geringem Maße zur  $NO$ -Bildung bei [62]. Die Bildung von  $N_2O$  nimmt mit steigendem Druck zu, während der Abbau von  $N_2O$  zu  $NO$  durch ein Überangebot an Sauerstoff im Flammenfrontbereich begünstigt wird. Der Bildungsmechanismus über  $N_2O$  stellt für magere vorgemischte Verbrennung mit hohen Drücken und niedrigen Temperaturen den wesentlichen chemischen Bildungsmechanismen für  $NO$  dar [58].

In Abbildung 6 ist der Einfluss des Tropfendurchmessers auf die  $NO_x$ -Emissionen in Abhängigkeit vom Äquivalenzverhältnis dargestellt. Es wird ersichtlich, dass größere Tropfen, vor allem unter mageren Mischungsbedingungen, zu einer verstärkten Stickstoffoxidbildung beitragen. Bei Äquivalenzverhältnissen über 1 hat die Zerstäubung keinen signifikanten Einfluss auf die Ausbildung der Stickstoffoxide.

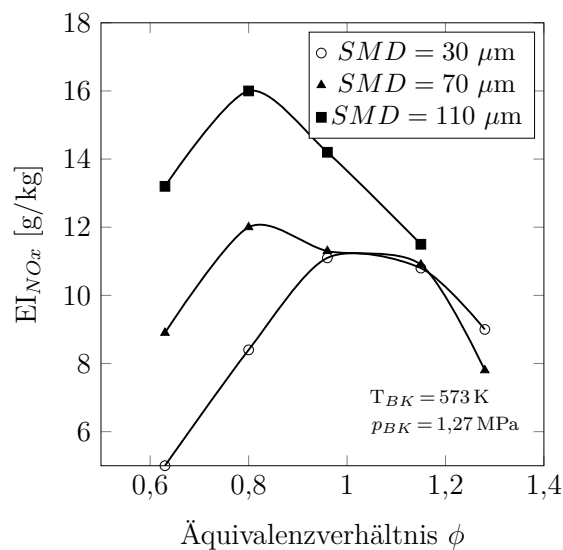


Abbildung 6: Einfluss der Zerstäubungsqualität auf  $EI_{NO_x}$  in Abhängigkeit vom Äquivalenzverhältnis [57].

## Flüchtige organische Verbindungen

VOC werden in verschiedene Untergruppen unterteilt, die sich nach ihrem Siedepunkt und ihrer Flüchtigkeit unterscheiden. Die Flüchtigkeit von VOC beschreibt ihre Tendenz, bei Raumtemperatur leicht in die Gasphase überzugehen, was von ihren physikalisch-chemischen Eigenschaften, wie dem Dampfdruck und der Molekülgröße, abhängt. Sehr flüchtige organische Verbindungen (Very Volatile Organic Compounds, VVOC) haben die höchste Flüchtigkeit, während leicht flüchtige organische Verbindungen und schwer flüchtige organische Verbindungen (Semi Volatile Organic Compounds, SVOC) jeweils eine geringere Flüchtigkeit aufweisen.

Vorwiegend verbleiben VOC als Folge der unvollständigen Verbrennung während der Abkühlung im Abgas, vergleichbar zu den CO- und UHC-Bildungsmechanismen. Die Sekundärreaktionen können Verbindungen erzeugen, welche nicht im ursprünglichen Kraftstoff chemisch gebunden sind. Beispielsweise können Aromaten im Abgas vorhanden sein, obwohl diese Moleküle nicht Bestandteil des Kraftstoffs waren (wie Benzol, aber auch PAK, siehe nachfolgender Abschnitt). VOC-Emissionen umfassen daher ein breites Spektrum organischer Verbindungen, darunter spezifische Untergruppen wie BTEX (Benzol, Toluol, Ethylbenzol, Xylole) und NMHC (Non-Methane-Hydrocarbons).

## Polyzyklische aromatische Kohlenwasserstoffe

Findet eine vollständige Verbrennung ohne Flammenlöschung statt, wird der Kraftstoff in der Flammenfront vollkommen abgebaut. Langkettige Kohlenwasserstoffe, die nach dem Abbau in der Flammenfront entstehen, müssen dementsprechend aus kurzen Kohlenwasserstoff-Bausteinen (C1- und C2- Verbindungen) wieder aufgebaut werden [61]. Eine Art der UHC, welche insbesondere bei einer fetten Verbrennung gebildet wird, sind polyzyklische aromatische Kohlenwasserstoffe (PAK). Diese sind eine Gruppe von organischen Verbindungen, die aus mehreren Benzol-Ringen bestehen. PAK sind umwelt- und gesundheitsgefährdend, da zahlreiche dieser Verbindungen als krebserregend gelten. Der wichtigste Vorläufer für die Bildung langkettiger sowie aromatischer Kohlenwasserstoffe ist Ethin  $C_2H_2$  (Trivialname: Acetylen), welcher in kraftstoffreichen Flammen, in sehr hohen Konzentrationen gebildet werden kann [61] [60]. Durch Elementarreaktionen, wie die Kombination von Acetylen und CH-Radikalen können sich größere Kohlenwasserstoffradikale wie Cyclopropenyl ( $C_3H_3$ ) bilden:



Daraus können im Anschluss zunächst einfache aromatische Grundstrukturen wie Benzol ( $C_6H_6$ ) entstehen:



Anschließend können durch Anlagerung weiterer  $C_2H_2$ -Moleküle Ringstrukturen oder Verbindungen mehrerer Ringe wie Naphthalin ( $C_{10}H_8$ ) oder Pyren ( $C_{16}H_{10}$ ) gebildet werden. Diese Prozesse werden durch hohe Temperaturen in der Brennkammer und bei ausreichender Verfügbarkeit von Radikalen gefördert. In Zonen mit unzureichender Sauerstoffverfügbarkeit (Äquivalenzverhältnis  $\phi > 1$ ) wird die Oxidation der Kohlenwasserstoffe gehemmt, was die Stabilisierung der aromatischen Zwischenprodukte und die Bildung von PAK begünstigt [60].

### 3.1.2 Entstehung von partikelförmigen Emissionen

Partikelförmige Emissionen sind Aerosole und damit per Definition fein verteilte, in der Luft schwebende feste oder flüssige Teilchen [64]. Sie lassen sich in verschiedene Kategorien einteilen, darunter flüchtige Partikel (volatile Particulate Matter, vPM) und die bereits definierten nicht-flüchtigen Partikel. Weiterhin kann zwischen primären und sekundären Aerosolen unterschieden werden. Primäre Aerosole bilden sich unmittelbar an einer Quelle aus. Sekundäre Aerosole bilden sich dagegen durch chemische Reaktionen in der Atmosphäre oder durch Anlagerung an einen Partikelkern. Die darunter fallenden sekundären organischen Aerosole (SOA) sind die Folge der Reaktion von VOC mit hochreaktiven oxidativen Spezies (z. B. OH-Radikalen oder  $O_3$ ). Die Verbindungen können eine geringere Flüchtigkeit aufweisen und durch Nukleation neue Partikel bilden oder auf vorhandenen Partikeln kondensieren. Dieser Prozess wird auch als Alterung des Aerosols bezeichnet und kann zur Luftverschmutzung beitragen [64, 65].

Flüchtige Partikel bestehen aus Wasser oder kondensierten organischen Verbindungen, welche bei der Abkühlung von Abgasen entstehen. Nicht-flüchtige Partikel bestehen dagegen, welche im hier vorliegenden Kontext auch als Ruß bezeichnet werden, überwiegend aus Kohlenstoff und anorganischen Rückständen [66].

### Ruß

Als Rauch werden die Rußpartikel bezeichnet, welche zu einer sichtbaren Rauchfahne im Abgas beitragen. Ruß wird hauptsächlich in der kraftstoffreichen Primärzone der Brennkammer gebildet und kann in den Hochtemperaturbereichen der Verdünnungs- und Zwischenzone oxidiert werden [8]. Es kann, wie bei den gasförmigen Emissionen, nur ein grober Überblick gegeben werden ohne sämtliche Elementarreaktionen

aufzuführen. Für eine ausführlichere Beschreibung der Rußentstehung wird daher auf die einschlägige Literatur verwiesen [58, 60, 61, 64].

Die Bildung von nvPM ist ein komplexer chemisch-physikalischer Prozess, welcher unter Laborbedingungen für Flammen gut definiert ist. Diese theoretischen Überlegungen und experimentell bewiesenen Mechanismen werden im Folgenden auf die Verbrennung in der Brennkammer übertragen.

Die in Abschnitt 3.1.1 definierten PAK gelten als Partikel- bzw. Rußvorläufer, da Ruß durch Weiterwachsen der polyzyklischen aromatischen Kohlenwasserstoffe entsteht [61]. Dieser Wachstumsprozess kann durch den Begriff der Wasserstoffabstraktion - Kohlenstoffaddition (H-Abstraction-C<sub>2</sub>H<sub>2</sub>-Addition, HACA) beschrieben werden [67], welcher den Wachstumsmechanismus zusammenfasst. Acetylen ist bei dem PAK-Wachstumsprozess der Hauptreaktand [58]. Erreichen diese PAK-Verbindungen eine gewisse Größe, können sich daraus Partikelkeime entwickeln. Der Übergang von gasförmiger Spezies zu (festen) Partikeln (auch Nukleation) ist jedoch der am wenigsten verstandene Teil des Rußbildungsprozesses [67]. In Abbildung 7 ist der Entstehungsprozess von Ruß exemplarisch aufgeführt.

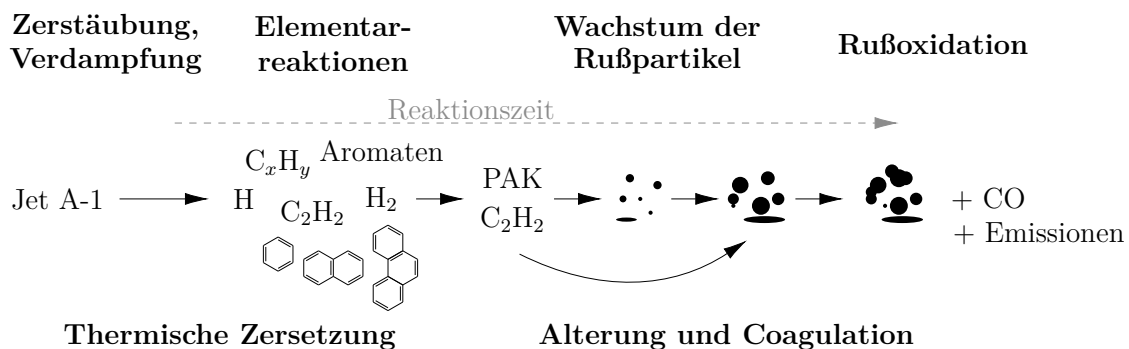


Abbildung 7: Bildungsprozess von Rußpartikeln [58].

Der Beginn der Partikelbildung erfolgt typischerweise in der Nähe der Reaktionsfront, während das Oberflächenwachstum in den nachfolgenden (kraftstoffreichen) Gasen stattfindet. Die lokale Verbrennungstemperatur ist auch wie bei den anderen Emissionen die entscheidende Variable. Bei niedrigen Temperaturen (z. B. <1500 K) sind die Reaktionskinetiken nicht schnell genug, um eine rasche Ringbildung zu unterstützen. Bei hohen Temperaturen (>1900 K) sind die Ringstrukturen thermodynamisch instabil, was das Ringwachstum verlangsamen kann. Für die Bildungsprozesse von Ruß spielen das H/C-Atomverhältnis des verwendeten Kraftstoffs sowie das Äquivalenzverhältnis eine entscheidende Rolle. Diese Faktoren beeinflussen zum einen die verfügbare Kohlenstoffmenge für das Wachstum aber auch die lokale Temperatur [58].

Die Partikelmasse und -größe nimmt stromabwärts der Flamme aufgrund einer Kombination aus Oberflächenwachstum und Koaleszenz zu. Dabei gibt es zwei Arten von Partikel-Partikel-Interaktionen. In den frühen Stadien ist mindestens einer der Partikel flüssigkeitsähnlich und die Kollision führt zur Koaleszenz der beiden Partikel zu einem einzelnen. Dieser Prozess wird als koaleszentes Wachstum bezeichnet. Der entstandene Partikel ist nahezu kugelförmig und hat eine deutlich geringere Oberfläche als die Summe der beiden getrennten Partikel. Die zweite Art der Kollision tritt zwischen zwei nahezu festen Partikeln auf, was zu einem vernachlässigbaren Verlust der Gesamtoberfläche führt und eine aggregierte Struktur bildet (Koagulation bzw. Agglomeration [64]). Bei weiteren Kollisionen mit anderen Partikeln können größere Agglomerate entstehen [58]. Dabei nimmt der elektrische Mobilitätsdurchmesser ( $d_m$ ) zu, während der primäre Partikeldurchmesser ( $d_p$ ), welcher die einzelnen Durchmesser der koagulierten Partikel beschreibt, nahezu konstant bleibt [68]. Experimentelle Daten zeigen, dass der Agglomerationsprozess nicht in der frühen Phase der Flamme stattfindet, in welcher die primäre Partikelentstehung durch Nukleation dominiert, sondern erst später, wenn die Rußpartikel altern [67].

Entstandene Rußpartikel können auch abgebaut werden. Die sogenannte Rußoxidation beginnt, wenn sich die lokalen Verbrennungsbedingungen von fett in Richtung mager verschieben. Als Schwellenwert wird in der Literatur ein Äquivalenzverhältnis unter 1,5 angegeben. Unter solchen Bedingungen beginnt die Oxidation durch OH-Radikale, wobei sich als Zwischenprodukt CO, Wasserstoff- oder Sauerstoffradikale sowie Wasserstoff bilden können [58].

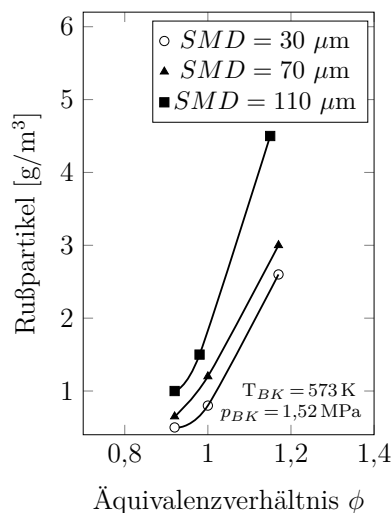


Abbildung 8: Einfluss der Zerstäubungsqualität auf die Ruß-Emissionen in Abhängigkeit vom Äquivalenzverhältnis [57].

Abbildung 8 veranschaulicht die Auswirkungen der Zerstäubungsqualität auf die Rußpartikelemissionen in Abhängigkeit des Äquivalenzverhältnisses. Bei Äquivalenzverhältnissen über 1 hat der Tropfendurchmesser einen signifikanten Einfluss

auf die Ausbildung der Rußpartikelmasse. Ebenfalls kann daraus abgeleitet werden, dass unter mageren Mischungsbedingungen deutlich weniger Rußpartikel entstehen und der Einfluss der Größe der Kraftstofftropfen auf die Partikelbildung abnimmt.

## **3.2 Brennkammern und deren Einflussgrößen auf die Schadstoffbildung**

### **3.2.1 Verbrennungsprozesse in der Brennkammer**

Die Emissionsbildung beginnt innerhalb der Brennkammer. Die Prozesse lassen sich in mehrere aufeinanderfolgende Schritte unterteilen, die eng miteinander verknüpft sind. Zunächst erfolgt die Brennstoffaufbereitung in Form der Einbringung bzw. Vermischung des Kraftstoffs mit einem Anteil der komprimierten Verbrennungsluft, einschließlich der Zerstäubung des flüssigen Kraftstoffs in fein verteilte Tropfen sowie deren turbulente Einmischung in den Luftstrom. Die Qualität des Kraftstoff-Luft-Gemischs beeinflusst maßgeblich die Homogenität der Verbrennung und damit die Schadstoffbildung. Anschließend verdampfen die Kraftstofftropfen, wobei Parameter wie Tropfendurchmesser, Temperatur, Druck und die Strömungsbedingungen in der Primärzone der Brennkammer die Verdampfungszeit maßgeblich beeinflussen [57]. Eine effektive Verdampfung ist Voraussetzung für eine gleichmäßige und saubere Verbrennung. Weiterhin muss das Kraftstoff-Luft-Gemisch eine ausreichende Verweilzeit in der Reaktionszone (Primärzone) der Brennkammer bei hohen Temperaturen haben [58]. Eine gezielte Gestaltung des Brennkammerdesigns, insbesondere der Kühlluftöffnungen, ermöglicht eine kontrollierte Organisation der Verbrennung und damit die gezielte Beeinflussung relevanter Prozesse.

Die nachfolgende Verbrennung des Kraftstoff-Luft-Gemischs wird durch Faktoren wie dem lokalen Äquivalenzverhältnis und der Temperaturverteilung beeinflusst. Diese bestimmen wiederum die Umsetzungszeit und die Flammenstabilität, insbesondere in der Primärzone der Brennkammer. Für die Einbringung und Mischung des Kraftstoffs verwenden moderne Gasturbinen luftunterstützte Zerstäuber oder Verdampfer, welche eine bessere Homogenisierung des Gemischs und damit weniger kraftstoffreiche Verbrennungszonen im Vergleich zu klassischen Druckzerstäubern ermöglichen [57, 62]. Die Zufuhr zusätzlicher Luft und die Einstellung des Temperaturprofils für die nachfolgende Turbine wird in der Sekundär- und Verlöschzone ebenfalls über Kühlluftöffnungen realisiert. Je nach Betriebspunkt der Gasturbine unterscheiden sich die Prozessgrößen, wie z. B. das Äquivalenzverhältnis sowie die Brennkammereintrittstemperatur und -druck. Durch die Änderung der Verbrennungsbedingungen ändert sich das Emissionsprofil der Gasturbine. Weiterhin kann der Lastpunkt, abhängig von der eingesetzten Brennkammertechnologie, einen maßgeblichen Einfluss auf die Gemischbildung und damit auf das resultieren-

de Emissionsverhalten haben. Zur Emissionsminderung müssen die Bedingungen für die Verbrennung optimiert werden, um die Bildungsprozesse bzw. chemischen Reaktionen der Emissionen durch physikalische Parameter so zu steuern, dass minimale Schadstoffmengen emittiert werden. Wie unterschiedliche Brennkammerdesigns die Emissionen beeinflussen können, wird im nachfolgenden Abschnitt diskutiert.

### **3.2.2 Brennkammertechnologien für Triebwerke**

Vor allem in den 1970er Jahren verwendeten Fluggasturbinen zur Einbringung des Kraftstoffs häufig Druckzerstäuber ohne zusätzliche Luftzufuhr, was unter anderem die Entstehung lokal fetter Kraftstoff-Luft-Verhältnisse in der Primärzone der Brennkammer begünstigte. Diese Art der Brennkammer ist auch als Rich-Burn (RB) bekannt. Die Bildung großer Rußpartikelmassen wurde durch die RB-Brennkammer gefördert, sodass sichtbare Rauchfahnen hinter Flugzeugen entstanden [58]. Ursache waren vor allem die schlechte Einmischung des Kraftstoffs im Teillastbetrieb und damit der geringe Ausbrandgrad bei niedrigen Laststufen. Kleinere und ältere Triebwerke, wie das in dieser Arbeit verwendete, nutzen eine Druckzerstäubungsdüse, welche lokal kraftstoffreiche Verbrennungszonen erzeugt. Bei Druckzerstäubern wird die Qualität der Kraftstoff-Zerstäubung wesentlich durch den Betriebspunkt der Fluggasturbine festgelegt. Die Regelung des Kraftstoffmassenstroms erfolgt über den Förderdruck im Einspritzelement. Bei hohen Laststufen wird Kraftstoff bei höherem Druck in größeren Mengen gefördert und gleichzeitig feiner zerstäubt. Die insgesamt größere Kraftstoffmenge führt in der Brennkammer zu einer fetten Verbrennungszone, welche erst durch weiter zugeführte Luft in der Flamme abgemagert werden kann. Bei niedrigen Laststufen verringert sich der Förderdruck. Die Kraftstoffmenge, Zerstäubungsqualität und Flammenstabilität sinken. Daraus folgt, dass auch der Ausbrandgrad abnimmt. Im Vergleich zu großen und modernen Gasturbinen werden Kraftstoff und Luft nicht gut vermischt, was zu hohen Emissionen von UHC, CO und Ruß in Teillast führt.

Mit der Einführung der Emissionsstandards, vor allem der Smoke-Number, wurde die luftunterstützte Zerstäubung eingeführt, um die sichtbare Luftverschmutzung von Fluggasturbinen zu reduzieren. Diese Systeme erzeugen über den gesamten Betriebsbereich hinweg kleinere Kraftstofftröpfchen und führen gleichzeitig signifikante Mengen an Luft in die kraftstoffreichen Bereiche ein. Durch die verwendeten Luftzerstäuber folgte eine unmittelbare Verbesserung der Durchmischung, verkürzte Verweilzeiten bei fetten Verbrennungsbedingungen und dadurch (zumindest der SN nach) reduzierte Rußemissionen. Zusätzlich wurde die gestufte Zufuhr von Sekundärluft eingeführt, um Äquivalenzverhältnisse von etwa 0,8 bis 1,3 zu erreichen. Dieser Bereich wird in der Literatur als Optimum für die Oxidation von Ruß, UHC und CO angegeben [57]. Zusätzlich führten verbesserte aerodynamische Auslegungen des Ver-

dichters im Rahmen der Triebwerksoptimierung zu einem erhöhten Gesamtdruckverhältnis und damit zu einem gesteigerten Druck am Eintritt in die Brennkammer. Die damit einhergehende Anhebung der Brennkammereintrittstemperatur bewirkt höhere Flammentemperaturen und schneller ablaufende chemischen Reaktionen. Dies begünstigt unter anderem die vollständige Oxidation von unerwünschten Zwischenprodukten wie Kohlenmonoxid und trägt somit zur Reduktion diverser Schadstoffe bei. Allerdings führen die erhöhten Verbrennungstemperaturen in Kombination mit ausreichender Luftzufuhr auch zu gesteigerten  $\text{NO}_x$ -Emissionen [58].

Daher stand in den letzten Jahrzehnten bei der Triebwerksentwicklung die  $\text{NO}_x$ -Verminderung im Vordergrund. Durch das höhere Gesamtdruckverhältnis des Verdichters und den höheren Verbrennungstemperaturen, emittieren moderne Gasturbinen im Vergleich zu älteren Triebwerksmodellen deutlich mehr  $\text{NO}_x$ . Herausfordernd sind daher bei der Triebwerksauslegung nicht nur die Einhaltung der ICAO-Grenzwerte, sondern auch die konstruktive Anpassung einzelner Triebwerkskomponenten und Werkstoffe, welche durch die erhöhte Turbineneintrittstemperatur ( $T_{t4}$ ) optimiert werden müssen. Gas- und partikelförmige Emissionen können unter anderem durch die Brennkammertechnologie beeinflusst werden. Im Detail betrifft dies die Kraftstoffeinbringung bzw. Zerstäubung sowie die Organisation der Verbrennung innerhalb der Brennkammer, im Detail der Zuführung von Verdünnungs- bzw. Kühlluft. Durch das sogenannte „Quenching“ lassen sich die heißen Abgase und chemischen Bildungsprozesse von  $\text{NO}_x$  reduzieren. Stickstoffoxide entstehen vorrangig bei hohen Temperaturen, welche durch eine gezielte Abkühlung, gestufte Verbrennung (Rich-Burn Quick-Quench Lean-Burn, RQL) oder vormischende Einspritzelemente reduziert werden können [58]. Die momentan zwei gängigsten Brennkammertechnologien sind in Abbildung 9 dargestellt.

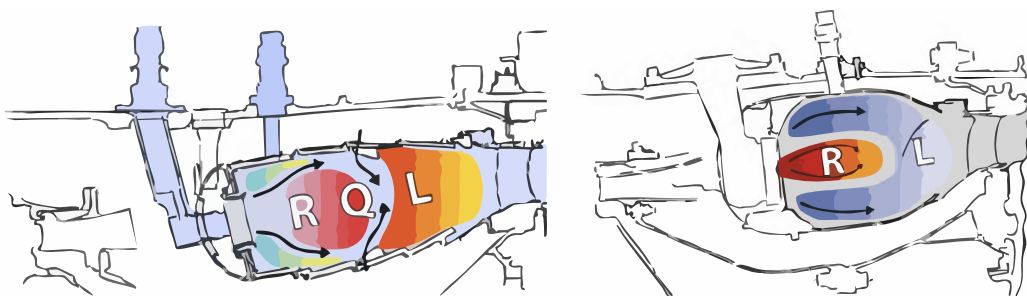


Abbildung 9: Exemplarische Darstellung der RQL- und LB-Brennkammertechnologie [69].

Die exemplarische Darstellung der Fett-Mager-Verbrennung bzw. RQL-Brennkammertechnologie veranschaulicht, dass (zumindest im Auslegungspunkt) eine kraftstoffreiche Primärzone (R) entsteht, auf welche durch die Einbringung von Verdünnungsluft (Q) eine magere Verbrennung (L) folgt. Dadurch sollen lange Verweilzeiten

unter stöchiometrischen Bedingungen bei maximalen Temperaturen vermieden werden. Leider bleibt bei dieser schnellen Durchmischung oft nicht genügend Zeit für die vollständige Oxidation von Rußpartikeln, was die Partikelemissionen potentiell erhöhen kann, da diese vorrangig in den fetten Zonen der Brennkammer entstehen und die chemischen Reaktionen im mageren Bereich aufgrund der niedrigeren Temperaturen verlangsamt werden. Von RQL-Brennkammern ist bekannt, dass die fette Verbrennung in der Primärzone zu einer höheren Bildung von nvPM und CO führt als bei mageren Brennkammertechnologien [70, 71].

Im rechten Bereich der Abbildung 9 ist die Magerverbrennung (Lean-Burn, LB) dargestellt. Dort wird über alle Betriebspunkte hinweg eine magere Verbrennung durch ausreichend Verdünnungsluft sichergestellt. In der Mitte der Primärzone sorgt ein kraftstoffreicher Bereich mit einer Pilotflamme für eine ausreichend hohe Verbrennungsstabilität, die bei einer rein mageren Primärzone nicht gewährleistet wäre. Eine Form der LB-Brennkammertechnologie ist die magere Direkteinspritzung (Lean Direct Injection, LDI). LDI-Brennkammern halten die Primärzone insgesamt mager und somit unterhalb des stöchiometrischen Verhältnisses, um die  $\text{NO}_x$ - und Partikelbildung weiter zu reduzieren. Diese Konzepte weisen aber andere Nachteile auf, z. B. eine geringere Flammenstabilität [62]. Derartige Ausführungen erfordern außerdem eine homogene Kraftstoff-Luft-Mischung und sind komplexer in der Umsetzung als kraftstoffreich arbeitende Brennkammertechnologien. Während diese Systeme kleinere Rußpartikel mit Durchmesser unter 30 nm erzeugen, bleibt die Partikelanzahl oftmals hoch, da auch bei dieser Technologie die Zeit für die Oxidation von Ruß aufgrund niedriger Temperaturen begrenzt ist [58].

Beide Brennkammertechnologien können Kraftstoffzerstäuber bzw. Kraftstoffdüsen einsetzen, die eine optimale Einmischung von Kraftstoff und Luft ermöglichen, um im Vergleich zum Druckzerstäuber über den gesamten Betriebsbereich hinweg ein homogeneres Gemisch zu erzeugen. Während beim Druckzerstäuber der Kraftstoff und die Luft erst in der Primärzone der Brennkammer aufeinandertreffen, wird bei den vormischenden Einspritzelementen, den sogenannten Premixern (Premixed Combustion), der Brennstoff mit der Luft noch vor der Primärzone der Brennkammer vermischt. Eine Sonderform ist hierbei das Vormischen und Vorverdampfen zu einem bereits mageren Gemisch (Lean Prevaporized premixed Combustion, LPP), welches im Anschluss in die Primärzone geleitet wird. Premixer und LPP stehen der Direkteinspritzung entgegen. Bei den modernen Kraftstoffzerstäubern entsteht daher eine vorgemischte Flamme, während beim Druckzerstäuber eher eine diffusionsähnliche Flamme entsteht [59]. Ein entscheidender Vorteil der Allison 250-C20B mit Druckzerstäuber ist, dass dieses Triebwerk einen robusten Ansatz für die Prüfung verschiedener Kraftstoffe ermöglicht, da das erzeugte kraftstoffreiche Gemisch

gute Zündeigenschaften und eine hohe Flammenstabilität über den gesamten Betriebsbereich aufweist [62]. Dies ist vor allem bei nicht zertifizierten Kraftstoffen von Vorteil, da sich z. B. die Zündwilligkeit der Kraftstoffe unterscheiden kann.

Die Brennkammertechnologien sind, im Hinblick auf die Schadstoffentstehung, in der Regel auf einen spezifischen Betriebspunkt optimiert. Dies kann z. B. der Flugfall aber auch Betriebspunkte aus dem LTO-Zyklus sein, um die Zulassungsanforderungen zu erfüllen. Generell sollten die sich einstellenden lokalen Kraftstoff-Luft-Verhältnisse nicht pauschal einer Brennkammertechnologie (z. B. RQL und LB) zugeordnet werden. So ist z. B. eine RQL-Brennkammer für den Betriebspunkt Volllast ausgelegt und arbeitet in Volllast auch in der Primärzone kraftstoffreich. Es wird sich bei der Änderung des Betriebspunkts aber auch eine Änderung im Mischungsverhältnis und der Mischungsqualität einstellen, sodass die RQL-Brennkammer in Teillast auch in der Primärzone z.T. mager betrieben wird. Dagegen ist LDI für eine magere Verbrennung in Volllast optimiert, wird jedoch auch unter Teillast mit der kraftstoffreichen nahe der Stöchiometrie arbeitenden Pilotflamme betrieben [72]. Die damit verbundene Abhängigkeit der Emissionen vom Betriebspunkt ist daher für jede Brennkammertechnologie unterschiedlich. Für eine detaillierte Gegenüberstellung verschiedener Brennkammerkonzepte mit einer ganzheitlichen Betrachtung aller Vor- und Nachteile wird auf die Fachliteratur verwiesen [34, 57, 62, 73].

Das OPR einer Gasturbine ist entscheidend für die Eintrittstemperatur der Luft in die Brennkammer und damit auch für die Verbrennungstemperaturen in der Primärzone der Brennkammer. Es ist somit eine wichtige Kenngröße für das Bildungspotential der Emissionen. In Abbildung 10 sind die  $\text{NO}_x$ -Emissionen gegenüber den maximalen Druckverhältnissen im Auslegungspunkt verschiedener Triebwerke aufgeführt. Auf der x-Achse ist das einheitslose OPR, auf der y-Achse die emittierte  $\text{NO}_x$ -Masse während des LTO-Zyklus ( $D_p$ ) geteilt durch den Maximalschub ( $F_{00}$ ) in der Einheit  $\text{g/kN}$  aufgetragen. Zusätzlich sind die Grenzwerte der CAEP 2 bis 8 aufgeführt und ein Ausblick auf kommende  $\text{NO}_x$ -Grenzwerte (als Zwischen- und Endziel definiert) angegeben. Aus der Abbildung lässt sich ableiten, dass fette Verbrennungstechnologien im Vergleich zu mageren Verbrennungstechnologien mehr Stickstoffoxide emittieren. Darüber hinaus ist ersichtlich, dass moderne Triebwerke trotz höheren maximalen Druckverhältnissen im Vergleich zu älteren Triebwerksmodellen (in grau dargestellt) weniger Stickstoffoxide ausstoßen, was vorrangig auf die Weiterentwicklung der Brennkammertechnologien zurückzuführen ist.

Seit Aufnahme der Emissionsgrenzwerte für nichtflüchtige Rußpartikel stehen auch die Rußpartikelanzahl- und masse verstärkt im Fokus der Triebwerksauslegung. Ihre Sichtbarkeit ist jedoch nicht mehr mit dem Stand der 1970er Jahre vergleichbar. In

Analogie zur Einführung der Grenzwerte für sichtbare Rauchentwicklung ist zu erwarten, dass die Rußpartikelemissionen auch in den kommenden Entwicklungszyklen weiter zurückgehen könnten. Eine Übersicht sowie ein Vergleich der Brennkammertechnologie mit den emittierten partikelförmigen Emissionen der Allison 250-C20B wird nach der Auswertung in Kapitel 5.3 durchgeführt.

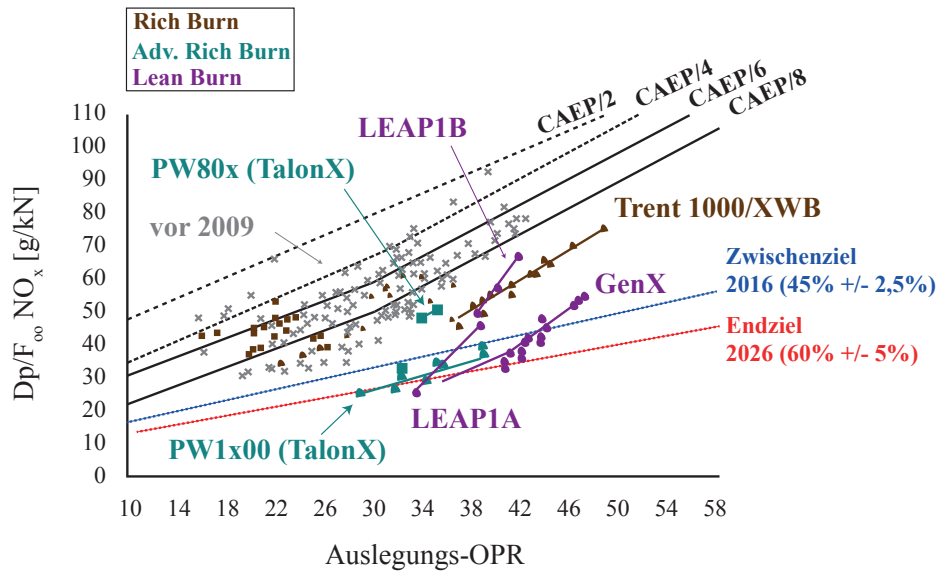


Abbildung 10: Abhängigkeit der  $\text{NO}_x$ -Emissionen vom OPR mit unterschiedlichen Brennkammertechnologien (Stand 2017) [11].

### 3.3 Emissionsmesstechniken

#### 3.3.1 Gasanalysatoren

##### FTIR

Das FTIR (Fourier-Transform-Infrarot-Spektrometer) analysiert Abgase, indem es die Absorption von infrarotem Licht durch gasförmige Moleküle misst. Grundlage ist die Infrarot-Spektroskopie (IR-Spektroskopie), eine Technik zur chemischen Analyse und zur Bestimmung der Molekularstruktur im festen, flüssigen und gasförmigen Zustand. Grundlage dieser Technik ist, dass Molekülschwingungen im Infrarotbereich des elektromagnetischen Spektrums auftreten und funktionelle Gruppen in chemischen Verbindungen charakteristische Absorptionsfrequenzen aufweisen. Die Absorptionsstärke eines Gases hängt von der Änderung des Dipolmoments ab, welche durch die Schwingungen der Moleküle verursacht wird. Ein Molekül mit stark variierendem Dipolmoment absorbiert viel Strahlung, während ein Molekül ohne Änderung des Dipolmoments mit der IR-Strahlung nicht interagiert und somit keine bzw. wenig Strahlung absorbiert [74].

Das Herzstück des FTIR-Spektrometers bildet das sogenannte Interferometer, welches aus einem Strahlteiler und der Anordnung aus einem beweglichen und feststehenden Spiegel besteht, siehe Abbildung 11. Durch die Bewegung des Spiegels entsteht eine Phasenverschiebung zwischen den beiden vom Strahlteiler erzeugten Strahlen. Die unterschiedlich zurückgelegten Strecken erzeugen ein Interferenzmuster. Wenn diese am Strahlteiler wieder kombiniert werden, variiert die resultierende IR-Intensität mit der Position der Spiegel. Der IR-Detektor zeichnet ein Signal als Funktion der Zeit bzw. der Spiegelposition auf, welches als Interferogramm bezeichnet wird. Dieses Interferogramm wird per Fourier-Transformation vom Zeitbereich in den Frequenzbereich, also in ein Spektrum, überführt.

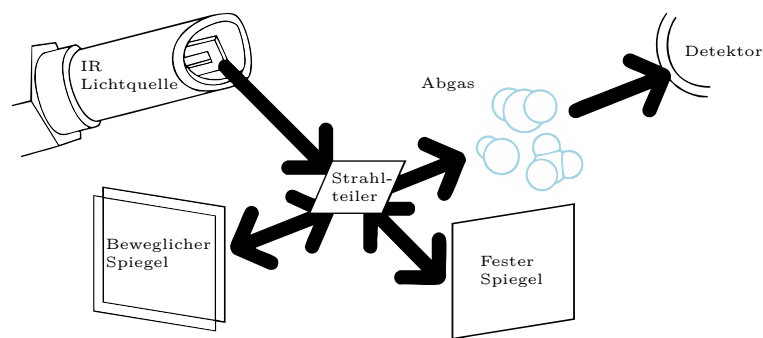


Abbildung 11: Exemplarischer Aufbau des Interferometers vom FTIR [74].

Das Absorptionsspektrum stellt grafisch dar, in welchem Maße das Probegas die verschiedenen Wellenlängen der Infrarotstrahlung absorbiert. Dabei ist das infrarote Absorptionsspektrum für alle Gasmoleküle einzigartig und stellt den „Fingerabdruck“ jeder Abgaskomponente dar. Daher ist es möglich, jede Gaskomponente anhand ihres IR-Spektrums zu identifizieren. Durch den Vergleich mit Referenzspektren können die Bestandteile des Abgases anhand der Wellenlänge bzw. Wellenzahl identifiziert und mittels kalibrierten Konzentrationen quantifiziert werden. Typische Gase wie  $\text{CO}_2$ ,  $\text{CO}$ ,  $\text{NO}_x$  und  $\text{CH}_4$  können so gleichzeitig analysiert werden [74]. Grundsätzlich ist das FTIR in der Lage Kohlenwasserstoffe zu analysieren, da auch UHC charakteristische IR-Absorptionsbanden besitzen. Das FTIR eignet sich für einfache Kohlenwasserstoffmoleküle wie Methan, dessen Spektrum klar definierte und gut voneinander unterscheidbare Banden aufweist. Eine exakte Identifikation und Quantifizierung ist bei komplexeren Kohlenwasserstoffen, wie größeren Alkanen oder Aromaten, aufgrund überlappender Schwingungsmoden nicht möglich. Zudem ist die Empfindlichkeit vom FTIR bei sehr niedrigen UHC-Konzentrationen begrenzt, weshalb Spurengase oder geringe Mengen an Kohlenwasserstoffen nicht immer präzise erfasst werden können. Für die Analyse von komplexen Kohlenwasserstoffmischungen im Abgas ist das FTIR nicht geeignet, da beim Auftreten von

vielfältigen Kohlenwasserstoffen eine Überlagerung der Absorptionsspektren auftreten kann. Darüber hinaus kann das FTIR Sauerstoffmoleküle nicht messen, da das O<sub>2</sub>-Molekül keine IR-aktiven Schwingungen besitzt, welche eine Absorption im IR-Bereich bewirken würden [74]. Durch diese Einschränkungen wurde das FTIR in den Messkampagnen ausschließlich für die Bestimmung der Abgaskonzentrationen von CO, CO<sub>2</sub>, NO, NO<sub>2</sub>, H<sub>2</sub>O sowie Form- und Acetaldehyd verwendet.

## FID

Bei komplexen Kohlenwasserstoffzusammensetzungen, wie diese im Abgas von Triebwerken auftreten, stellt der Flammenionisationsdetektor (FID) eine geeignetere Methode zur Quantifizierung der Gesamt-UHC dar als das FTIR-Spektrometer. Dies liegt insbesondere an der hohen Empfindlichkeit des FID gegenüber organischen Kohlenstoffverbindungen sowie seiner vergleichsweise geringen Anfälligkeit gegenüber spektralen Überlagerungen. FID sind spezifisch für Kohlenwasserstoffe, unabhängig von deren Struktur, entwickelte Messgeräte und besitzen eine ausreichende Genauigkeit (mit einer Auflösung von mindestens 0,5 ppmC) bei der Detektion und Quantifizierung.

Der FID ionisiert unverbrannte Kohlenwasserstoffe durch die hohen Temperaturen einer Wasserstoffflamme, welche die Moleküle des zu analysierenden Abgases aufspaltet. In der Flamme werden die Kohlenwasserstoffe thermisch zersetzt, wodurch unter anderem Kohlenwasserstoffradikale ( $CH\cdot$ ) entstehen, die durch die Energie der Flamme weiter ionisiert werden und positiv geladene Ionen ( $CHO^+$ ) bilden [75]. Diese Ionen sind die verantwortlichen Ladungsträger für das Detektorsignal und werden durch ein elektrisches Feld zwischen zwei Elektroden beschleunigt, wodurch ein Ionenstrom entsteht. Dieser ist proportional zur Konzentration der Kohlenwasserstoffe in der Abgasprobe<sup>11</sup>. Nur Moleküle mit Kohlenwasserstoffbindungen, also organische Verbindungen, können in der Flamme ionisiert werden. Anorganische Gase wie O<sub>2</sub>, N<sub>2</sub> oder CO<sub>2</sub> produzieren keine ionisierbaren Fragmente, da sie entweder keine Kohlenstoffatome enthalten oder innerhalb der Messzelle des FID-Detektors chemisch stabil sind. Diese selektive Ionisierung macht den FID besonders geeignet für die Messung von UHC in komplexen Gasgemischen. Das Funktionsprinzip des FID verdeutlicht auch einen Nachteil. Es wird ein Gesamtwert für die Kohlenwasserstoff-Emissionen ausgegeben. Zur Spezifizierung und Unterscheidung unverbrannter Kohlenwasserstoffe müssen andere Messmethoden hinzugezogen werden, da die UHC aus verschiedenen Molekülen sowie flüchtigen organischen Verbin-

<sup>11</sup>Die Ionenausbeute dieser Reaktion ist vergleichsweise niedrig, da lediglich etwa eines von 500.000 Kohlenwasserstoffatomen ein Ionenpaar bildet. Dennoch besitzt der FID eine äußerst geringe Nachweisgrenze, die bis unter 50 ppb Methan reicht, da die Grundionisation in einer reinen Wasserstoffflamme um mehrere Größenordnungen niedriger ist [75].

dungen bestehen, welche jeweils einen eigenen Responsefaktor haben. Dieser wird zwar durch die Analysesoftware berücksichtigt, trotzdem können systematische Fehler bei der Ausgabe des Gesamtwerts nicht ausgeschlossen werden [52]. Der FID ist daher für die Angabe des regulierten UHC-Werts nach der ICAO Annex 16 Vol. II konform, für einen wissenschaftlichen Ansatz mit dem Ziel einer klaren chemisch-physikalischen Charakterisierung der unverbrannten Kohlenwasserstoffe allerdings zu unspezifisch.

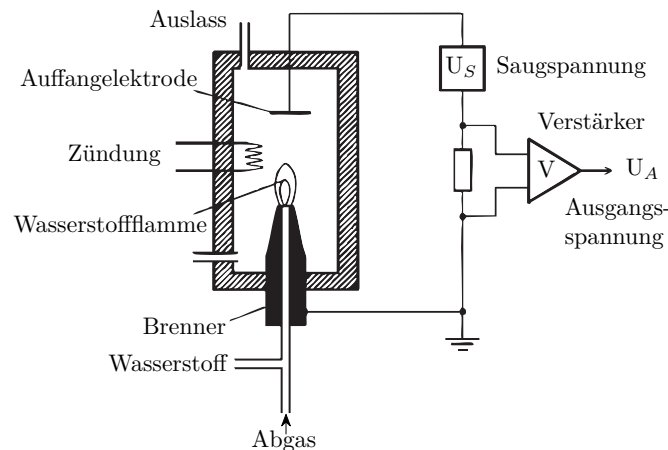


Abbildung 12: Exemplarischer Aufbau eines Flammenionisationsdetektors [75].

## VOC-GC-FID

Ein mögliches Separationsverfahren von Kohlenwasserstoffen ist die Gaschromatographie (GC). Der Trennvorgang in der GC wird durch Adsorptions- und Desorptionsvorgänge der Gase aus dem Gemisch (mobile Phase) an definierten Oberflächen (stationäre Phase) hervorgerufen. Aufgrund der unterschiedlichen Stoffeigenschaften variiert die Wechselwirkung mit der stationären Phase, was zu verschiedenen Retentionszeiten führt. Apparativ besteht ein Gaschromatograph (GC) aus einer Trennsäule, in der die Separation durch eine Beschichtung erfolgt, und einem Detektor, der für alle Gase nahezu die gleiche Empfindlichkeit aufweisen kann. Um einen zeitlichen Versatz der einzelnen Abgasbestandteile zu erzeugen, wird der gesamte Aufbau mit einem inerten Trägergas (z. B. Helium) durchströmt. Anschließend wird eine definierte Gasprobe in den Trägergasstrom eingebracht. In der nachgeschalteten Trennsäule finden die Adsorptions- und Desorptionsvorgänge statt, welche eine zeitliche Trennung der Stoffe bewirken. Die Komponenten gelangen in einer charakteristischen Reihenfolge an den Detektor (hier: FID), wo sie erfasst werden. Der zeitliche Versatz zwischen der Einbringung der Probe und ihrer Detektion wird als Retentionszeit bezeichnet und ist für jede Substanz spezifisch. Der gesamte Prozess wird durch ein Chromatogramm dargestellt, welches sowohl für die qualitative als auch die quantitative Gasanalyse verwendet werden kann [75]. Die Identifikation

der Substanzen erfolgt durch den Vergleich der Retentionszeiten mit Standards. Zur Quantifizierung wird die Fläche unter jedem Ausschlag berechnet und mit einer Kalibrierkurve verglichen. Anhand der Fläche der bekannten Konzentration und Fläche der Abgasprobe können die jeweiligen Konzentrationen bestimmt werden.

In der vorliegenden Arbeit wurde ein spezieller GC verwendet, welcher im Folgenden als VOC-GC bezeichnet wird. Das verwendete VOC-GC besitzt zwei Trennsäulen und erlaubt durch die entwickelte Methode den Nachweis von 30 spezifischen Kohlenwasserstoffen. Die 30 Komponenten wurden in einer EU-Richtlinie zur Luftqualität als Ozon-Vorläufer definiert [76]. Die zwei Trennsäulen wurden verwendet, um VVOC und VOC zu analysieren. Ein wesentlicher Nachteil bei der Verwendung des VOC-GC ist, dass die Messung inklusive Analyse circa 45 Minuten benötigt. Für weitere Details zum Aufbau des VOC-GC und der Auswertung der Chromatogramme wird auf die einschlägige Literatur verwiesen [75, 77].

## **GC-MS**

Während die zuvor beschriebene VOC-GC-Methode speziell für die Analyse der 30 definierten Ozonvorläufer optimiert wurde, ermöglicht die GC gekoppelt mit Massenspektrometrie (GC-MS) eine wesentlich breitere und flexiblere Untersuchung von organischen Verbindungen. Die Gaschromatographie übernimmt weiterhin die Trennung der Komponenten, jedoch wird die Detektion nicht mit einem FID, sondern mit der Massenspektrometrie (MS) realisiert. Bei der GC-MS erfolgt die Identifizierung von Verbindungen in einem zweistufigen Filterprozess: Zunächst anhand ihres Retentionsverhaltens auf der Chromatographiesäule und anschließend durch Abgleich der erhaltenen MS-Spektren mit bekannten Referenzdaten aus einer Datenbank. Dieser duale Ansatz gewährleistet eine genauere und umfassendere Identifizierung von Verbindungen, einschließlich der Erkennung unbekannter oder unerwarteter Substanzen, was durch die individuellen Massen-zu-Ladung-Verhältnisse ( $m/z$ ) realisiert werden kann [75].

## **REMPI-TOF-MS**

Um ferner aromatische Verbindungen nachzuweisen wurde ein REMPI-TOF-MS verwendet (Resonance-Enhanced Multi-Photon Ionization Time-of-Flight Mass Spectrometry, deutsch: Resonanzverstärkte Mehrphotonenionisation mit Flugzeit Massenspektrometrie). Das Messgerät kombiniert eine selektive Ionisationstechnik mit einer schnellen Massenanalyse. Dabei werden Moleküle mittels eines Lasers durch Absorption eines UV-Photons angeregt und durch die unmittelbare Absorption eines zweiten UV-Photons selektiv ionisiert. Diese selektive Ionisation sorgt dafür, dass nur bestimmte Moleküle erfasst werden, was Störungen durch viele unerwünsch-

te Spezies (die z. B. beim FTIR auftreten können) minimiert. Die erzeugten Ionen werden anschließend in einem elektrischen Feld beschleunigt und durch ein Flugzeit-Massenspektrometer (TOF-MS) analysiert. Da leichtere Ionen schneller am Detektor ankommen als schwerere, kann aus den Flugzeiten das Massenverhältnis ( $m/z$ ) der Moleküle bestimmt werden. Die Methode zeichnet sich durch ihre hohe Empfindlichkeit aus, da auch sehr geringe Konzentrationen nachgewiesen werden können. Des Weiteren weist diese Messmethode eine hohe Selektivität auf, da nur Moleküle mit passenden Energieniveaus ionisiert werden. Zudem ist die Analyse sehr schnell, da die Flugzeit-Messung innerhalb von Millisekunden erfolgt. Für eine detailliertere Beschreibung des Messprinzips [78, 79, 80] sowie einer Analyse von Abgasen einer APU [81] mit einem REMPI-TOF-MS wird auf Fachliteratur verwiesen.

### 3.3.2 Partikelanalytoren

Je nach Größe werden Partikel in verschiedene Klassen eingeteilt, siehe Abbildung 13. Die zwei wichtigsten Klassen sind ultrafeine Partikel mit einem Durchmesser von 1 bis 100 nm und feine Partikel mit Durchmessern bis 2,5  $\mu\text{m}$ . Partikelanalytoren dienen der Charakterisierung von Aerosolen, wobei insbesondere die Partikelgröße und -verteilung von zentraler Bedeutung sind. Da Partikel keine idealen Kugeln sind, gibt es verschiedene Definitionen des Partikeldurchmessers. Der aerodynamische Durchmesser  $d_a$  beschreibt die Größe einer Partikeläquivalenzkugel mit einer Dichte von 1  $\text{g}/\text{cm}^3$ , die in einem Luftstrom die gleiche Sedimentationsgeschwindigkeit wie der reale Partikel besitzt. Die Angabe dieses Durchmessers ist besonders relevant für die Deposition in den Atemwegen. Der elektrische Mobilitätsdurchmesser  $d_m$  basiert auf der Mobilität eines geladenen Partikels in einem elektrischen Feld und wird genutzt, um Partikelgrößen mit elektrostatischen Methoden zu bestimmen. Der geometrische Durchmesser  $d_g$  bezeichnet den physikalischen Durchmesser eines Partikels basierend auf seiner tatsächlichen Form. Da viele Partikel nicht perfekt kugelförmig sind, wird oft der mittlere Projektionsdurchmesser angenommen (z. B. bei der Vermessung von Partikeln auf Bildern) [64].

Die Partikelgrößenverteilung (Particle Size Distribution, PSD) beschreibt die Häufigkeitsverteilung der Partikelgrößen innerhalb eines Aerosols, wobei zwischen der zahlen-, massen- und volumenbezogenen Verteilung unterschieden wird. Während die zahlenbezogene Verteilung (Particle Number Size Distribution, PNSD) angibt, wie viele Partikel in einer bestimmten Größenklasse vorliegen, gewichtet die massenbezogene Verteilung (Particle Mass Size Distribution, PMSD) die Partikel entsprechend ihrer Masse. In zahlreichen Fällen sind PSD nicht unimodal, sondern weisen mehrere Maxima bzw. Ausschläge auf, welche als Modi bezeichnet werden. Der Modus bzw. englisch Mode entspricht der Partikelgröße mit der höchsten Häufigkeit innerhalb einer Verteilungsfunktion. Zur Beschreibung von Aerosolen werden statis-

tische Kenngrößen genutzt, darunter der Count Median Diameter (CMD) und der Geometric Mean Diameter (GMD), welche die zentrale Tendenz einer Partikelverteilung angeben [64].

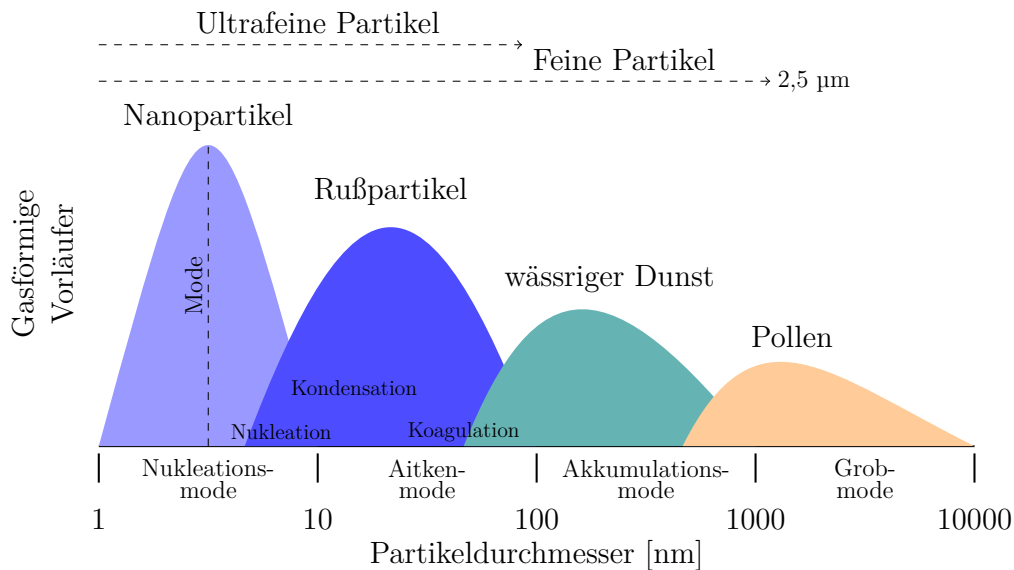


Abbildung 13: Multimodale Partikelgrößenverteilung sowie charakteristische Kenngrößen für die Beschreibung von Partikeln [82].

### Partikelanzahlkonzentrationen

Zur Bestimmung der Anzahlkonzentrationen mit Partikeldurchmessern im Bereich von etwa 3 nm bis einigen Mikrometern kann ein Kondensationspartikelzähler (Condensation Particle Counter, CPC) eingesetzt werden. Mit diesem lassen sich Anzahlkonzentrationen in einem breiten Bereich von etwa 500 bis mehreren Millionen Partikeln pro Kubikzentimeter bestimmen. Beim CPC werden die Partikel durch einen mit gesättigtem Dampf (z. B. aus Butanol) gefüllten Behälter geleitet, siehe Abbildung 14. Durch eine gezielte Abkühlung kommt es zur Übersättigung des Dampfes. Die mit dem Luftstrom transportierten Partikel dienen als Kondensationskeime, auf deren Oberfläche der Dampf kondensiert. Dadurch entstehen annähernd gleich große Tropfen, die deutlich größer als die ursprünglichen Aerosolpartikel sind und optisch detektiert werden können [83].

Bei der Verwendung eines CPC muss berücksichtigt werden, dass die Messmethode eine Zähleffizienz aufweist, welche abhängig vom Partikeldurchmesser und der Partikelanzahl ist. In diesem Kontext wird von einem  $d_{50}$  und  $d_{90}$  gesprochen, um die Größenabhängigkeit der Erfassungseffizienz eines CPC zu beschreiben. Der  $d_{50}$  ist der Partikeldurchmesser, bei dem der CPC 50 % der Partikel detektiert. Das bedeutet, dass nur die Hälfte der Partikel dieser Größe erkannt werden, während

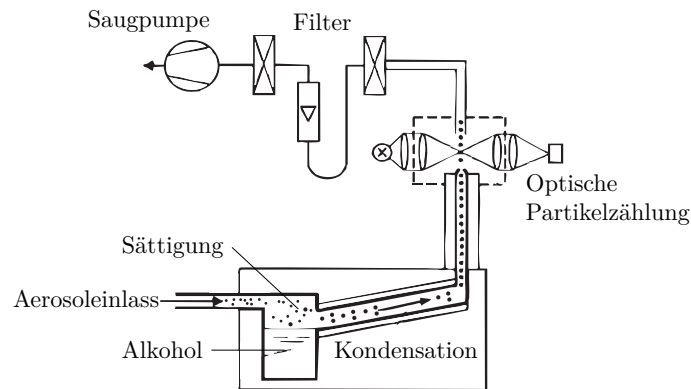


Abbildung 14: Exemplarischer Aufbau eines Kondensationspartikelzählers (CPC) [83].

kleinere Partikel mit einer geringeren Wahrscheinlichkeit erfasst werden. Bei einem Partikeldurchmesser  $d_{90}$  werden 90 % der Partikel erfasst. Ferner kann ein CPC zwei Betriebsmodi aufweisen. Im sogenannten Single Count Mode werden einzelne Partikel direkt gezählt, was eine hohe Erfassungseffizienz von über 95 % ermöglicht. Bei hohen Partikelkonzentrationen wird der Photometric Mode verwendet, bei dem mehrere Partikel gleichzeitig gezählt und daraus die Partikelkonzentration mit einer Genauigkeit von knapp 90 % berechnet wird. Bei den durchgeführten Messungen wurde stets darauf geachtet, das CPC im Single Count Mode zu betreiben, was durch eine ausreichend hohe Verdünnung des Abgases sichergestellt wurde. Weiterhin können andere Faktoren die Zähleffizienz eines CPC beeinflussen. Beispielsweise können volatile Bestandteile und eine andere Rußmorphologie (unterschiedliche kettenartige Strukturen) zu Unstetigkeiten bei der Zählung führen. Eine Kalibrierung, die das zu untersuchende Aerosol (hier: Ruß bzw. vereinfacht Kohlenstoff) repräsentiert, ist essenziell für eine reproduzierbar genaue Bestimmung der Rußpartikelanzahlkonzentration.

### Partikelgrößenverteilungen

Für die Bestimmung der Partikelgrößenverteilungen des Triebwerksaerosols wurden drei Messgeräte verwendet: das SMPS (Scanning Mobility Particle Sizer), das DMS (Differential Mobility Spectrometer) sowie das AAC (Aerodynamic Aerosol Classifier). Dabei bieten alle Analysatoren Vor- und Nachteile, was auf die sich unterschiedenen Messprinzipien zurückzuführen ist. Die Aerosole werden von Gerät zu Gerät unterschiedlich geladen, klassifiziert und quantifiziert. Je nach Messaufgabe bietet sich daher ein Messgerät an, siehe Tabelle 1.

Mit dem SMPS wird der elektrische Mobilitätsdurchmesser gemessen. Die Funktionsweise basiert auf der Bewegung von geladenen Partikeln in einem elektrischen

Feld. Das SMPS eignet sich besonders für die Messung von Partikeln im ultrafeinen Bereich und liefert eine hohe Auflösung der PNSD. Der elektrische Mobilitätswert beschreibt, wie sich ein geladener Partikel in einem elektrischen Feld bewegt. Die vom SMPS gemessene PNSD hängt somit stark von der Partikelladung und -form ab. Da ultrafeine Partikel oftmals neutral geladen sind, muss das Aerosol mit einer Ladung versehen werden, da sonst keine Quantifizierung möglich wäre. Das SMPS verwendet für die Ladung eine Nickel-63-Radioaktivquelle (Ni-63), um die Partikel in einen bekannten Ladungszustand zu überführen. Die Ni-63-Quelle erzeugt eine bipolare Ladungsverteilung, bei der die Partikel statistisch mit einer definierten Anzahl von Ladungen versehen werden, was eine zuverlässige Korrektur bei Mehrfachladungen erlaubt. Dieser Prozess ist besonders stabil und ermöglicht präzise Messungen des elektrischen Mobilitätswertes, da die Ladungsverteilung bekannt ist. Das Aerosol wird im Anschluss durch einen elektrostatischen Klassierer, kurz DMA (Differential Mobility Analyzer), nach der elektrischen Mobilität getrennt. Dieser Vorgang ist exemplarisch in Abbildung 15 dargestellt. Dabei erzeugt der DMA ein elektrisches Feld, welches geladene Partikel je nach Mobilitätswert auf eine bestimmte Bahn lenkt. Nur Partikel mit einem bestimmten Mobilitätswert passieren den Ausgang des DMA und können im Anschluss z. B. mit einem CPC quantifiziert werden.

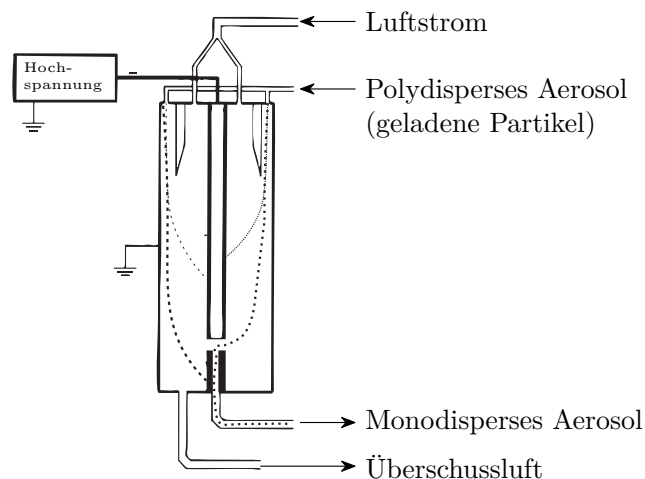


Abbildung 15: Exemplarischer Aufbau eines elektrostatischen Klassierers (DMA) [83].

Das DMS verwendet ebenfalls den elektrischen Mobilitätswert ( $d_m$ ) als Messgröße. Der Unterschied zum SMPS ist die Fähigkeit, das Aerosol simultan über mehrere Kanäle zu analysieren. Dies ermöglicht eine schnellere Erfassung der PNSD im Vergleich zum SMPS, welches sequentiell misst (Messzeit PNSD SMPS ca. 2 Minuten, DMS ca. 1 Sekunde). Die höhere Geschwindigkeit des DMS ist besonders vorteilhaft für die Analyse dynamischer Prozesse, z. B. der Änderung des Betrieb-

spunktes der Gasturbine. Allerdings ist die Auflösung des DMS in der Regel etwas geringer als die des SMPS. Im Gegensatz zum SMPS verwendet das DMS eine Coronaentladung, um das Aerosol zu laden. Bei diesem Verfahren wird das Aerosol durch eine elektrische Entladung mit Ionen in Kontakt gebracht und unipolar aufgeladen. Dieses Ladungsprinzip ist effizient und ermöglicht eine schnelle Aufladung der Partikel. Es kann jedoch zu einer weniger präzisen Kontrolle der Ladungsverteilung kommen, was die Messgenauigkeit im Vergleich zum SMPS beeinflussen kann. Bei der bipolaren Aufladung (SMPS) werden die Partikel besser aufgeladen, weil sie durch ein Gleichgewicht aus positiven und negativen Ionen eine definierte Ladungsverteilung erhalten. Bei der unipolaren Aufladung (DMS) werden die Partikel in der Regel einheitlich geladen (z. B. negativ), was dazu führen kann, dass Partikel mehrfach aufgeladen werden und das Messergebnis verfälschen. Beispielsweise erscheint ein Partikel mit mehreren Ladungen in der Messung kleiner, da es sich im elektrischen Feld schneller bewegt als ein Partikel mit einer einzelnen Ladung derselben Größe. Das Messgerät detektiert dies als einen Partikel mit einem kleineren Durchmesser.

Nach der Aufladung verwendet das DMS zur Klassifizierung mehrere Elektrometerringe, welche entlang eines elektrischen Felds positioniert sind. Die geladenen Partikel werden abhängig nach ihrem Mobilitätsdurchmesser auf verschiedene Ringe abgelenkt. Die Partikelgrößenverteilung wird daher beim DMS in einem einzigen Schritt (Klassifizierung und Quantifizierung) erfasst, da die Partikelanzahl direkt über die elektrische Ladung gemessen wird, die das geladene Aerosol beim Auftreffen auf die Elektrometerringe induziert. Dieses Verfahren basiert dementsprechend auf der elektrischen Signalauswertung und erfordert nicht wie das SMPS ein CPC zur Quantifizierung. Die Messdatenqualität vom DMS hängt stark von der Kalibrierung des Geräts ab. Bei einer ausschließlichen Messung von nvPM, also Ruß, sollte das DMS eine Rußkalibrierung aufweisen. Da das verwendete Gerät bei den durchgeführten Messungen jedoch nicht über eine solche Kalibrierung verfügte, wurde es mit der Grundkalibrierung (sphärisches Aerosol) verwendet.

Das AAC misst den aerodynamischen Durchmesser ( $d_a$ ) des Aerosols. Dieser beschreibt die Bewegung von Aerosolen in einem strömenden Medium und wird durch die Masse, Form und Dichte der Partikel bestimmt. Das AAC arbeitet nach einem strömungsmechanischen Ansatz, bei welchem das Aerosol in einem definierten Luftstrom klassifiziert wird. Dazu erzeugt eine rotierende Trommel eine Zentrifugalkraft, welche die Partikel abhängig von ihrer Masse und Form in einem Luftstrom sortiert. Nur Partikel mit einem bestimmten aerodynamischen Durchmesser passieren die Klassifikation und gelangen durch den Auslass zum CPC zur Quantifikation. Dadurch liefert das AAC eine direkte Messung des aerodynamischen Verhaltens der

Partikel. Darüber hinaus bietet diese Messung den Vorteil, das reale Verhalten der Aerosole in der Atmosphäre beschreiben zu können. Auch beim Ladungsprinzip unterscheidet sich das AAC grundlegend vom SMPS und DMS. Beim AAC wird das Aerosol weder geladen noch neutralisiert, da die elektrische Ladung bei der aerodynamischen Klassifizierung nicht relevant ist [84].

Tabelle 1: Vergleich der PSD-Analysatoren SMPS, DMS und AAC für die Charakterisierung von Triebwerksaerosolen.

Kriterium	SMPS	DMS	AAC
<b>Funktionsprinzip</b>	Elektrische Mobilität	Elektrische Mobilität	Aerodynamisch
<b>Aufladung</b>	Bipolar	Unipolar	Keine
<b>Klassifizierung</b>	DMA	Elektrometerringe	Drehtrommel
<b>Quantifizierung</b>	CPC	Elektrometerringe	CPC
<b>Vorteile</b>	Hohe Auflösung, präzise Messung kleiner Partikel	Echtzeitmessung, schnelle Reaktion auf Partikeländerungen	Geeignet für größere Partikel
<b>Nachteile</b>	Lange Messzeit	Mehrfachaufladung möglich	Weniger präzise bei kleinen Partikeln
<b>Eignung</b>	Kleine Partikel (<100 nm)	Dynamische Prozesse, Partikel mit breitem Größenbereich	Größere Partikel, Massmessung

### 3.4 Berechnungsmethoden der Emissionswerte

Da die Abgaszusammensetzung stark vom jeweiligen Betriebspunkt der Gasturbine abhängt, müssen die Faktoren, welche die Abgaskonzentrationen beeinflussen können wie z. B. Kraftstoffmassenfluss und Verdünnungsgrad, von den Emissionsmessungen entkoppelt werden. Die gas- und partikelförmigen Emissionen werden daher nicht als gemessene dimensionslose Konzentrationen in z. B. ppm oder für Partikel-Anzahlkonzentrationen in Partikel/cm<sup>3</sup>, sondern als Emissionsindex (EI), angegeben. Der EI einer Messgröße  $i$ ,  $EI_i$ , gibt an, wie viel Masse der Komponente  $i$  pro Masse des verbrannten Kraftstoffs freigesetzt wird, multipliziert mit dem Faktor 1000. Er wird normalerweise in Gramm der Komponente  $i$  pro Kilogramm Kraftstoff ( $g_i$ /kg-Kraftstoff) angegeben [85]. Durch diese Darstellung lassen sich unterschiedliche Triebwerkstypen und -modelle unabhängig von ihrem BPR und weiteren Einflussfaktoren standardisiert untereinander vergleichen und die Emissionen bewerten.

Nachfolgend wird die Berechnungsmethode der ICAO Annex 16 Vol. II bzw. SAE ARP 1533 C vorgestellt, welche bei Emissionsmessungen im Rahmen der Triebwerkzulassung standardisiert verwendet werden. Im Anschluss daran wird eine alternative Berechnungsmethode, welche vor allem für wissenschaftliche Publikationen Verwendung findet, diskutiert. Des Weiteren sind in Anhang A weitere Methoden inklusive möglicher Abweichungen zur Standard EI-Berechnung aufgeführt.

### 3.4.1 ICAO / SAE Methode

#### Gasphase nach ICAO

Sowohl die Berechnung der EI nach der „ICAO-Methode“ als auch nach der „SAE-Methode“ beruhen auf der Lösung der vereinfachten globalen chemischen Reaktionsgleichung (24). Dabei wird zuerst die benötigte Luftmenge für die Verbrennung bestimmt, bevor die einzelnen Emissionsindizes berechnet werden können.

$$\begin{aligned}
 C_m H_n + P_m ([O_2]_b(O_2) + [N_2]_b(N_2) + [CO_2]_b(CO_2) + h_{vol}(H_2O)) = \\
 P_1(CO_2) + P_2(N_2) + P_3(O_2) + P_4(H_2O) + P_5(CO) \\
 + P_6(C_x H_y) + P_7(NO_2) + P_8(NO)
 \end{aligned} \tag{24}$$

Durch Umstellen der Gleichung (24) können die Emissionindizes für die regulierten gasförmigen Emissionen wie folgt berechnet werden:

$$EI_{CO} = P_5 \left( \frac{10^3 M_{CO}}{mM_C + nM_H} \right) \tag{25}$$

$$EI_{HC} = xP_6 \left( \frac{10^3 M_{UHC}}{mM_C + nM_H} \right) \quad \text{als Methanäquivalent ausgedrückt} \tag{26}$$

$$EI_{NO_x} = (P_7 + P_7) \left( \frac{10^3 M_{NO_2}}{mM_C + nM_H} \right) \quad \text{als NO}_2\text{-Äquivalent ausgedrückt} \tag{27}$$

$$AFR = P_0 \left( \frac{M_{Luft}}{mM_C + nM_H} \right) \tag{28}$$

Die Berechnung der verbleibenden Unbekannten wird mit der Lösung eines linearen Gleichungssystem realisiert, welches sich aus den atomaren Verhältnissen und den Reaktionsgleichungen aus dem Verbrennungsprozess zusammensetzt:

$$\begin{bmatrix}
 1 + [CO_2]_b & -1 & 0 & 0 & 0 & -1 & -x & 0 & 0 \\
 2h_{vol} & 0 & 0 & 0 & -2 & 0 & -y & 0 & 0 \\
 2[O_2]_b + 2[CO_2]_b + h_{vol} & -2 & 0 & -2 & -1 & -1 & 0 & -2 & -1 \\
 2[N_2]_b & 0 & -2 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & -1 \\
 0 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -x & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\eta & -1 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 \\
 0 & -1 & -1 & -1 & -1 & -1 & -1 & -1 & -1
 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} P_0 \\ P_1 \\ P_2 \\ P_3 \\ P_4 \\ P_5 \\ P_6 \\ P_7 \\ P_8 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m \\ n \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ P_T \end{bmatrix}$$

Die Faktoren m und n geben das Verhältnis von Kohlenstoff- zu Wasserstoff-Atomen und damit die Zusammensetzung des verwendeten Kraftstoffs an. Die unverbrannten Kohlenwasserstoffe werden bei der ICAO-Methode als  $x=1$  und  $y=4$ , dementsprechend als Methanäquivalent, angenommen und berechnet. Dabei handelt es sich jedoch um eine Vereinfachung, da nicht nur ausschließlich Methan als unverbrannter Kohlenwasserstoff vorliegt. Für die Berechnung weiterer Bestandteile im Abgas (wie z. B. VOC) kann die Matrix um weitere Spalten und Zeilen erweitert werden.

### Partikelphase nach ICAO

Die partikelförmigen Emissionen werden ebenfalls auf den verbrannten Kraftstoff normiert [13]:

$$EI_{\text{mass}} = \frac{22,4 \cdot \text{nvPM}_{\text{massSTP}} \cdot 10^{-3}}{\left( [CO_2]_{\text{dil}} + \frac{1}{DF_1} ([CO] - [CO_2]_b + [HC]) (M_C + \alpha M_H) \right)} \cdot k_{\text{thermo}} \cdot k_{\text{fuelM}} \quad (29)$$

$$EI_{\text{num}} = \frac{22,4 \cdot DF_2 \cdot \text{nvPM}_{\text{numSTP}} \cdot 10^6}{\left( [CO_2]_{\text{dil}} + \frac{1}{DF_1} ([CO] - [CO_2]_b + [HC]) (M_C + \alpha M_H) \right)} \cdot k_{\text{thermo}} \cdot k_{\text{fuelN}} \quad (30)$$

Wobei  $\text{nvPM}_{\text{massSTP}}$  bzw.  $\text{nvPM}_{\text{numSTP}}$  die gemessene Partikelmasse bzw. Partikelanzahl unter standardisierten Temperaturen und Drücken (Standard Temperature and Pressure, STP) darstellen. Durch den in der ICAO Annex 16 Vol. II vorgeschriebenen Messaufbau für  $\text{nvPM}_{\text{mass}}$  und  $\text{nvPM}_{\text{num}}$  wird zwischen den Verdünnungsstufen DF1 und DF2 (Dilution Factor, DF) unterschieden. Für den genauen Aufbau und die Berechnung wird auf [13] verwiesen. In den Gleichungen (29) und (30) wird der Faktor 22,4 für das molare Volumen der Luft unter STP Konditionen aufgeführt. Die aufgeführten Faktoren  $k_{\text{thermo}}$  und  $k_{\text{fuel}}$  korrigieren für thermophoretische Ver-

luste (siehe Abschnitt 3.5.2) und normieren die Kraftstoffeigenschaften auf einen Standardwert. Dies ist vor allem bei der Verwendung von Kraftstoffen mit einem höherem Wasserstoffanteil und in der Regel daran gekoppelten niedrigerem Aromatenanteil sinnvoll, da diese nachweislich weniger Rußpartikel emittieren.

$$k_{\text{fuelM}} = e^{\left(1,08 \cdot \frac{F}{F_{00}} - 1,31\right) \cdot (13,8 - H)} \quad (31)$$

$$k_{\text{fuelN}} = e^{\left(0,99 \cdot \frac{F}{F_{00}} - 1,05\right) \cdot (13,8 - H)} \quad (32)$$

Die oben aufgeführten Korrekturen normieren die Kraftstoffeigenschaften auf Jet A-1 als Referenz (hier mit einem massenbezogenem Wasserstoffanteil von 13,8 wt-%). Dadurch können Triebwerkshersteller im Zulassungsprozess die nvPM Emissionen nicht durch den verwendeten Kraftstoff beeinflussen. Grundsätzlich wurden die Korrekturfaktoren für fossile Kraftstoffe (Jet A-1) entwickelt, können jedoch auch auf SAF angewendet werden, sofern diese die Kraftstoffspezifikationen gemäß ICAO Annex 16, Volume II (siehe Abschnitt 4.3.1) erfüllen. Bei der Verwendung von 100% HEFA-SAF, im Vergleich zu konventionellem Kerosin, steigt der Massenanteil Wasserstoff von 14,0 auf 15,1 (siehe Tabelle 5). Der Korrekturfaktor  $k_{\text{fuel}}$  würde für Jet A-1 im Ground-Idle mit 7% Leistung 1,22 und bei 100% Leistung 3,58 betragen.

### 3.4.2 Andere

Der größte Nachteil bei der „ICAO-Methode“ ist die aufwendige Lösung des linearen Gleichungssystems sowie die Einbringung aller gemessenen Abgaskomponenten. Für eine schnelle Auswertung bieten sich daher Gleichungen mit weniger Unbekannten an. Im Nachfolgenden wird auf die „ACCESS-Methode“ [86] und im Anhang A auf die „APEX-Methode“ [85] eingegangen. Beide Berechnungsmethoden basieren auf der Annahme, dass bei modernen, hocheffizienten Gasturbinen die Abgaskonzentrationen von CO, UHC und NO<sub>x</sub> gegenüber CO<sub>2</sub> vernachlässigbar klein sind.

### Gas- und Partikelphase nach ACCESS

Bei Moore et al. 2017 [86] werden sowohl gasförmige, als auch partikelförmige EI mit einer Gleichung berechnet:

$$EI_X = \left( \frac{\Delta X \cdot S(X)}{\Delta CO_2} \right) \cdot EI_{CO_2} \quad (33)$$

Wobei  $\Delta X$  und  $\Delta CO_2$  die korrigierten Werte (Verdünnung sowie Hintergrundkonzentration) für die gesuchte Messgröße sowie CO<sub>2</sub> darstellen.  $S(X)$  ist ein Umrechnungsfaktor für die Einheiten, welcher sich nach gasförmigen und partikelförmigen

Emissionen wie folgt unterscheidet:

$$S(X) = \begin{cases} V_m/M_{CO_2} & \text{für Partikel} \\ M_X/M_{CO_2} & \text{für Gase} \end{cases} \quad (34)$$

Wobei  $V_m$  das molare Volumen des idealen Gases ( $22,4 \text{ l mol}^{-1}$ ) bei STP-Bedingungen ist und  $M_X$  sowie  $M_{CO_2}$  die molaren Massen für die gesuchte gasförmige Emissionsgröße und  $CO_2$  darstellen. Für Partikel gehen nach der obigen Formel weniger zeitabhängige Größen ein, da das molare Volumen über die Messungen konstant bleibt. Bei den gasförmigen Emissionen müssen nur die molaren Massen angepasst werden.  $EI_{CO_2}$  aus Gleichung (33) berechnet sich unter der Annahme einer konstanten Kraftstoffzusammensetzung wie folgt:

$$EI_{CO_2} = \frac{R \cdot T}{p \cdot V_m} \cdot \frac{M_{CO_2}}{M_C + \alpha M_H} \approx 3160 \text{ g/kg}^{-1} \quad (35)$$

Wobei  $R$  die universelle Gaskonstante ( $8,314 \text{ J/(mol K)}$ ),  $T$  die Temperatur unter STP-Bedingungen ( $273,15 \text{ K}$ ),  $p$  der Druck bei STP-Bedingungen ( $101325 \text{ Pa}$ ),  $\alpha$  das molare Massenverhältnis von Wasserstoff zu Kohlenstoff des Kraftstoffs sowie  $M_C$  und  $M_H$  die molaren Massen von Kohlenstoff und Wasserstoff darstellen.

## 3.5 Verluste und Messunsicherheiten

### 3.5.1 Gasverluste

Während des Transportweges eines Gases vom Probenahmepunkt zum Analysator können verschiedene Gasverluste auftreten. Eine Verlustart ist die Absorption, bei der Gasmoleküle an den Innenwänden von Schläuchen, Rohren oder anderen Probenahmeleitungen haften bleiben. Dieser Effekt ist besonders bei reaktiven Gasen ausgeprägt, da sie mit den Oberflächenmaterialien reagieren können. Weiterhin können chemische Reaktionen während des Transports die Zusammensetzung des Messgases verändern, was zu einer Verfälschung der Analyse führen kann. Ein weiterer Verlustmechanismus ist die Kondensation und Verdunstung. Gase können durch Kondensation in die Flüssigphase übergehen, insbesondere wenn die Temperatur unter den Kondensationspunkt des jeweiligen Gases fällt. Gleichzeitig können leichtflüchtige Flüssigkeiten verdampfen und die Zusammensetzung des Messgases beeinflussen. Kurze Kohlenwasserstoffe haben schwächere zwischenmolekulare Wechselwirkungen bzw. Anziehungskräfte und sind daher flüchtiger und verdampfen schneller [87, 88]. Eine präzise Temperierung der beheizten Leitungen bei der Probennahme ist daher essenziell, um die Gasverluste so gering wie möglich zu halten.

### Gasverluste gemäß Norm

In der ICAO Annex 16 Vol. II [13] und SAE-Norm ARP6320 [89] werden die Anforderungen an den Messaufbau sowie die jeweiligen Analysatoren für bestimmte Messgase angegeben. Wenn die Vorgaben berücksichtigt werden, müssen keine Verlustkorrekturen der Gasphasenspezies vorgenommen werden.

### Gasverluste für den verwendeten Messaufbau

Bei den durchgeführten Messungen wurden verschiedene gasförmige Komponenten gemessen. Bei den „Standardkomponenten“ wie unter anderem NO, NO<sub>2</sub>, CO, CO<sub>2</sub>, H<sub>2</sub>O sowie UHC wurden konstant beheizte Leitungen mit einer Temperatur von 200 °C verwendet. Die Analysatoren sowie die Schlauch-Verbindungen zu anderen Geräten wurden ebenfalls auf 200 °C mit Manschetten beheizt, um eine mögliche Kondensation zu verhindern.

Bei der Messung der flüchtigen<sup>12</sup> organischen Verbindungen musste das Abgas auf Raumtemperatur abgekühlt werden, um den Gaschromatographen, im Detail die Säulen, vor Verunreinigungen der langkettigen Kohlenwasserstoffe zu schützen. Dies führte zu einer gewollten Kondensation der langkettigen UHC aufgrund ihres höheren Siedepunkts. Ohne diesen Effekt könnten die Säulen die Substanzen nicht effizient entfernen, was nachfolgende Messungen beeinträchtigen oder unmöglich machen würde. Die Kondensation war dementsprechend vorhanden und gewollt.

#### 3.5.2 Partikelverluste

Die Verluste bei der Messung von Aerosolen bzw. Rußpartikeln sind stark vom Messaufbau und der verwendeten Messtechnik abhängig. Bei Gasturbinenemissionen lassen sich die Partikelverluste in drei Kategorien unterteilen: Probenahme- und Transportverluste sowie Verluste innerhalb der Partikelanalysatoren.

Abbildung 16 veranschaulicht exemplarisch die einschlägigen Verlustarten. Bei der Probenahme von Aerosolen treten Probenahmeverluste auf, welche die repräsentative Überführung der Aerosole bzw. Rußpartikel in das Messsystem beeinträchtigen können. Ursache der auftretenden Verluste bei der Probenahme sind vor allem Wandablagerungen, Diffusion, trägheitsbedingte Effekte sowie thermophoretische Einflüsse. Diese können durch die Gestaltung der Messsonde (z. B. Länge, Krümmung, Werkstoff) beeinflusst werden. Bei nvPM-Messungen werden in der Regel Edelstahlrohre mit einem oder mehreren Löchern für die Probenahme verwendet. Die Eigenschaften der Probenahme sind an die jeweilige Messaufgabe angepasst. Bei einem stark durchmischten Abgasstrahl ist es erforderlich, mehrere Messpunkte zu erfassen oder das Messfeld durch eine entsprechend konstruierte Probenahme gezielt

<sup>12</sup>Die Flüchtigkeit eines Stoffes beschreibt die Tendenz in die Gasphase überzugehen.

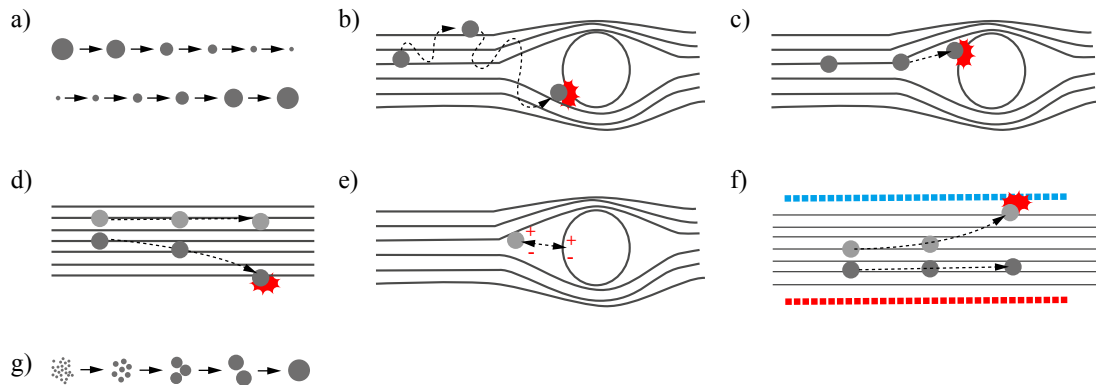


Abbildung 16: Mögliche Verlustmechanismen bei der Messung von Aerosolen: a) Verflüchtigung und Kondensation, b) Diffusion, c) Impaktion, d) Sedimentation, e) elektrostatische Aufladung, f) Thermophorese, g) Koagulation [90].

zu definieren. Durch zu kleine oder kalte Probenahmen können Verluste bereits vor Eintritt in die Transferleitung auftreten. Transportverluste entstehen durch die Verbringung des Abgases von der Emissionsquelle hin zu den Analysatoren. Auch hier sind die Verluste eine Funktion der oben aufgeführten physikalischen Mechanismen. Beim Transport in den Heizschläuchen sind die Verluste aufgrund von Diffusion, Thermophorese sowie Aufladung am ausgeprägtesten, da das Aerosol oftmals über eine weite Strecke zu den Analysatoren geführt werden muss. Verluste in Partikelanalysatoren sind vom Aufbau der Messgeräte selbst bzw. dem Messprinzip abhängig. Im Regelfall können die Verluste der Analysatoren in der dazugehörigen Software korrigiert werden. In den Standards zur Emissionsmessung sind die Anforderungen an die jeweiligen Messgeräte beschrieben (z. B. Zählereffizienz für Anzahlkonzentrationen bei einem bestimmten Durchmesser).

### Partikelverluste gemäß Norm

Der in der ICAO Annex 16 Vol. II [13] und SAE-Norm ARP6320 [89] beschriebene Messaufbau weist erhebliche größenabhängige Verluste auf, die bis zu 50 % für die nvPM-Masse und bis zu 90 % für die nvPM-Anzahlkonzentration betragen können [91]. Die Abhängigkeit der Verluste von den Partikeleigenschaften, insbesondere vom Partikeldurchmesser, stellt die Gesamtverluste in Relation zur Triebwerksleistung, der verwendeten Brennkammertechnologie und weiteren Einflussfaktoren [91]. Die Gesamtverluste und die damit verbundenen Unsicherheiten nehmen mit abnehmender Partikelgröße zu. Die Validität von Emissionsmessungen, explizit dem Reduzierungspotential von Ruß, kann dadurch stark beeinflusst werden<sup>13</sup>. Korrek-

<sup>13</sup>Wenn die Verluste falsch berechnet werden, können die Daten falsch interpretiert werden. Es kann durchaus sein, dass sich durch z. B. alternative Kraftstoffe der Partikeldurchmesser drastisch

turmethode zur Berechnung der Systemverluste (Summe aus Probenahme- und Transportverlusten) werden z. B. in SAE AIR6504 [92] oder von Durand et al. 2022 [93] diskutiert. Die Korrektur sämtlicher auftretender Verluste ist trotz der Vorgaben durch die Norm eine Herausforderung, da z. B. nur Partikelgrößen zwischen 10 nm und 1 µm betrachtet werden. Bei der Verwendung von SAF kommen jedoch Partikel kleiner 10 nm vor, sodass Verluste unterhalb dieser Grenze mit der ICAO-Standard-Methode nicht betrachtet und angegeben werden können. In diesem Größenbereich sind die Verluste, wie zum Beispiel durch Thermophorese, sehr dominant und können die Messungen der nvPM stark beeinflussen.

### Partikelverluste für den verwendeten Messaufbau

Bei ersten Messungen an der Allison 250-C20B wurden keine Partikel größer 200 nm nachgewiesen [94], sodass dieser Wert als Obergrenze für den aerodynamischen Durchmesser für alle weiteren Messungen festgelegt wurde. Aus diesem Grund wurde auf eine isokinetische Probenahme verzichtet, da die durch die Brownsche Molekularbewegung verursachte, inhärente Zufälligkeit der Partikel das Bewegungsprofil dominiert. Dieser Effekt hat seinen Ursprung vor allem in der geringen Masse der ultrafeinen Partikel (Durchmesser  $\leq 100$  nm) [64, 95]. Außerdem wurde darauf geachtet, kurze, konstante beheizte Leitungen zu verwenden und das Aerosol so schnell wie möglich zu verdünnen. Dadurch konnten die Verluste, welche durch die zuvor beschriebenen Verlustmechanismen auftreten, reduziert werden.

Probenahme- und Transportverluste wurden anhand der Standard SAE ARP 6481 [91] berechnet. Das in der Norm enthaltene Berechnungsprogramm wurde verwendet um die Korrekturfaktoren  $k_{SL_{num}}$  und  $k_{SL_{mass}}$  zu bestimmen. Eine detaillierte Berechnung der Faktoren befindet sich im Anhang B. Mit den Korrekturfaktoren können die gemessenen  $nvPM_{num}$  und  $nvPM_{mass}$ -Konzentrationen auf die Austrittsebene der Triebwerksabgase (Engine Exhaust Nozzle Exit Plane, EENEP) zurückgeführt werden. Thermophoretische Verluste von der Probenahmesonde zum Verdünnungsgerät wurden gemäß den ICAO/SAE-Spezifikationen wie folgt berechnet:

$$k_{thermo} = \left( \frac{T_1}{T_{EGT}} \right)^{-0,38} \quad (36)$$

Die Abgas-Austrittstemperatur  $T_{EGT}$  (GI: 765 K, LL: 785 K, ML: 855 K, TO: 868 K) wurde direkt am Triebwerksaustritt mit einem Typ K Thermoelement in K gemessen. Die Temperatur  $T_1$  wurde mit der beheizten Transferleitung (473,5 K) eingestellt und geregelt. Der Korrekturfaktor  $k_{thermo}$  lag bei den durchgeführten Messungen damit zwischen Leerlauf und Vollast bei Werten von 1,20 bis 1,26. Die

verkleinert und die Partikel nicht gemessen und in der Interpretation vernachlässigt werden.

Thermophoretischen Verluste des Verdünnungssystems wurden vernachlässigt. Des Weiteren wurden die SMPS-PSD mit der Software des Herstellers gegen Mehrfachladung sowie der DMA und CPC-Effizienz ( $D_{50} = 4,58 \text{ nm}$  und  $D_{90} = 10,60 \text{ nm}$ ) korrigiert.

Mit den zuvor aufgeführten Korrekturen ergeben sich für die Berechnung der Emissionsindizes für die partikelförmigen Emissionen in Anlehnung an Gleichung (33) folgende Formeln:

$$EI_{numEP10} = \left( \frac{\Delta X \cdot S(X)}{\Delta CO_2} \right) \cdot EI_{CO_2} \cdot k_{thermo} \cdot k_{SLnum} \quad (37)$$

$$EI_{massEP10} = \left( \frac{\Delta X \cdot S(X)}{\Delta CO_2} \right) \cdot EI_{CO_2} \cdot k_{thermo} \cdot k_{SLmass} \quad (38)$$

Die größenabhängigen Verluste müssen insbesondere beim Vergleich von Anzahlkonzentrationen kritisch betrachtet werden, um eine Überschätzung der Partikelreduzierung aufgrund der Grenzen der Korrekturmethode, bezogen auf Partikel kleiner 10 nm, zu vermeiden. Die hier dargestellte nvPM-Korrektur orientiert sich damit an den Normen, jedoch sollte darüber hinaus die einschlägige Literatur [64, 91, 92, 93] verwendet werden, um weitere mögliche Verluste abzuschätzen.

Die Verluste können zudem experimentell ermittelt werden. Dies kann durch Funken-Generatoren realisiert werden, welche bekannte Partikeldurchmesser und Anzahlkonzentrationen emittieren. Für den in dieser Arbeit verwendeten Aufbau wurden solche Tests ebenfalls durchgeführt. Die Ergebnisse befinden sich im Anhang C.

## 4 Experimentelle Untersuchungen am Wellenleistungstriebwerk

Im folgenden Kapitel werden das verwendete Wellenleistungstriebwerk, der experimentelle Aufbau, die Schwerpunkte der einzelnen Messkampagnen sowie die Auswahl der verwendeten Kraftstoffe erläutert. Dazu wird zu Beginn das Hubschraubertriebwerk beschrieben. Daran schließt sich der Aufbau und eine tabellarische Übersicht zu den verwendeten Messtechniken der einzelnen Kampagnen an. Im Anschluss werden Details zu den Gas- und Partikelphasenmessungen dargestellt, welche für die im nächsten Kapitel aufgeführte Auswertung von Bedeutung sind. Ebenfalls werden die chemisch-physikalischen Eigenschaften der verwendeten Jet A-1 sowie alternativen Kraftstoffe diskutiert, um die Grundlage für eine detaillierte Ergebnisdiskussion zu liefern. Der Aufbau sowie die verwendete Messtechnik wurde in wissenschaftlichen Arbeiten in Teilergebnissen bereits veröffentlicht [94, 96] und wird im Folgenden zur einfacheren Gegenüberstellung zusammenfassend dargestellt.

### 4.1 Allison 250-C20B

Die Allison 250-C20B ist ein von der Allison Engine Company entwickeltes und produziertes Wellenleistungstriebwerk, welches nach Firmenübernahme durch Rolls-Royce Holdings plc weiterentwickelt, produziert und vertrieben wird. Der Verdichter der Allison 250-C20B besteht aus sechs Axialstufen und einer radialen Endstufe, welche die komprimierte Luft in die Topfbrennkammer leitet, siehe Abbildung 17. Für Brennkammern üblicher Triebwerke wird etwa ein Drittel als Primärluft für die Verbrennung verwendet. Die restliche Sekundärluft wird vorrangig zur Kühlung bzw. Beimischung genutzt [97]. Der Kraftstoff wird über eine zentral angebrachte Düse eingespritzt (Druckdrallzerstäuber mit zwei Öffnungen). Es handelt sich um eine Duplex-Düse mit zwei Strömungsmustern und einer Feder im Inneren, die das Strömungsmuster ändert wenn der Kraftstoffförderdruck hoch genug ist. Ein niedriger Kraftstoffeinspritzdruck bei Teillast führt zu einer geringen Zerstäubungsqualität und einer schnell abkühlenden Flamme, welche vergleichsweise hohe UHC- und CO-Emissionen erzeugt. Bei höherer Betriebslast wird unter höherem Druck mehr Kraftstoff in die Brennkammer eingespritzt.

Die Gasturbine inklusive Verdichter und Brennkammer wurden für diesen Betriebspunkt ausgelegt. Durch die bessere Durchmischung, die gesteigerte Wärmefreisetzung durch mehr Kraftstoff und kleinere Tropfen, werden deutlich niedrigere Emissionen für UHC und CO erreicht, da die lokalen Bedingungen für schnellere und vollständigere chemische Reaktionen verbessert werden. Dies gilt jedoch nicht für NO<sub>x</sub>- und nvPM-Emissionen, da höhere Drücke und Temperaturen deren Bildung

begünstigen. Details zum Einfluss des Brennkammerdesigns auf die Emissionen werden in der Auswertung im Abschnitt 5.1 und 5.2 ausführlich diskutiert. Für weitere Details und Unterschiede zu ähnlichen Triebwerksmodellen (z. B. T63) wird auf die Fachliteratur verwiesen [45, 48].

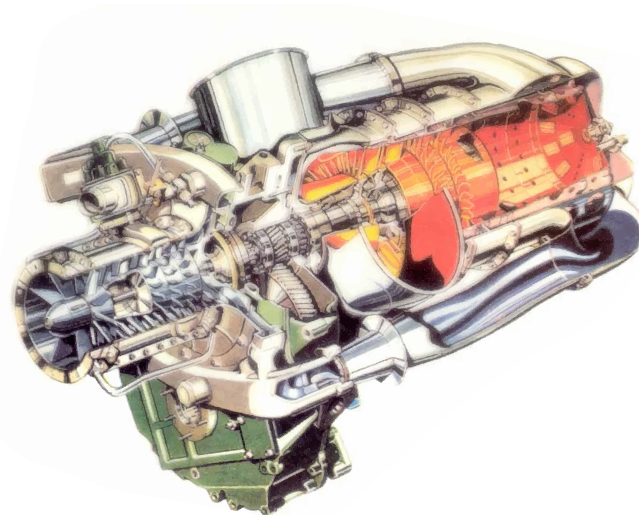


Abbildung 17: Allison 250-C20B [98].

Nach dem Verlassen der Brennkammer durchströmen die heißen Abgase die zweistufige Hochdruckturbine, welche auch als Gasgeneratorturbine bezeichnet wird. Darauf folgt die zweistufige Niederdruck- bzw. Nutzturbine. Die Leistung der Nutzturbinenwelle wird über ein Getriebe auf die Abtriebswelle übertragen, um die Drehzahl zu reduzieren. Eine Wirbelstrombremse wird als Leistungsverbraucher eingesetzt und um das Drehmoment der Allison 250-C20B zu messen. Die physikalischen Parameter des Wellenleistungstriebwerks bei den Laststufen GI und TO sind in Tabelle 2 aufgeführt.

Tabelle 2: Physikalische Parameter Allison 250-C20B

	7 % - Leerlauf (GI)	100 % - Start (TO)
Kraftstoffförderdruck (bar)	13	27
Kraftstofffluss (g/s)	7,5	24
$T_t$ am Brennkammeraustritt (K)	907	1212
$T_t$ am Brennkammereintritt (K)	399	536
Wellenleistung (kW)	17,5	250

Wie in Abschnitt 2.1 beschrieben, wird die Berichterstattung der Emissionen des Wellenleistungstriebwerks in Anlehnung an den ICAO LTO-Zyklus [13] vorgenommen, um einen Vergleich mit der ICAO-Datenbank durchführen zu können. Da der LTO-Zyklus nicht für Wellenleistungstriebwerke bzw. Hubschrauber gilt, werden die Betriebspunkte durch eine andere Terminologie abgegrenzt. Anstelle von Steigflug

(Climb) und Anflug (Approach) werden die Begriffe Mittellast / Medium-Load (ML) und Niedriglast / Low-Load (LL) verwendet.

## 4.2 Messaufbau

Für die vorliegende Arbeit wurden drei umfangreiche Messkampagnen (MK) am Wellenleistungstriebwerk durchgeführt. Dazu sind in Tabelle 3 die jeweilig verwendeten Messgeräte aufgeführt. Weitere Details zu den verwendeten Analysatoren und dem Aufbau können den Veröffentlichungen [94, 96, 99] entnommen werden. Die gas- und partikelförmigen Emissionen wurden bei allen MK direkt an der Austrittsebene des Triebwerks gemessen, siehe exemplarischer Aufbau in Abbildung 18.

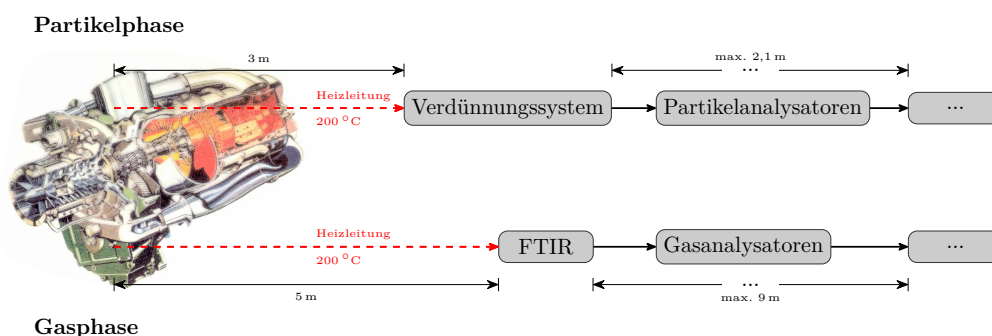


Abbildung 18: Schematische Darstellung des Messaufbaus zur Abgasanalyse.

Für die Beprobung wurden zwei Sonden in die Abgasführung der Allison eingebracht, wobei eine Einlochsonde für die Gasphase (5 mm Innendurchmesser (ID)) und eine Mehrlochsonde für das Aerosol (9 mm ID, mit 16 Lochbohrungen gleichen Durchmessers von 6 mm) verwendet wurde. Um Verluste, welche durch Turbulenzen und Strömungsinstabilitäten entstehen können, so gering wie möglich zu halten, wurde die PM-Sonde vor der Gasentnahmesonde platziert. Dadurch sollte auch ein möglicher Rezirkulationsbereich vermieden werden<sup>14</sup>. Details zu Verlusten können Abschnitt 3.5.2 entnommen werden. Wie in Tabelle 3 ersichtlich, wurden in jeder Messkampagne Adaptionen am Aufbau vorgenommen. Es wurden für alle MK identische Längen der Heizschläuche sowie gleiche Probenahmepunkte an der Triebwerksaustrittsebene verwendet.

Um eine Beeinflussung des experimentellen Aufbaus auf die Ergebnisse zwischen den Messkampagnen auszuschließen, wurden vor jeder MK Vergleichsmessungen mit Jet A-1 durchgeführt und mit den vorherigen Ergebnissen verglichen. Bei Messgeräten für die Gasphase, bei welchen eine tägliche Kalibrierung möglich war (FID, VOC-GC-FID), wurde diese durchgeführt. Ein besonderes Augenmerk wurde auf

<sup>14</sup>Bereiche mit auftretenden Turbulenzen können Messartefakte hervorrufen und das Messergebnis verfälschen.

die Partikelanalytoren gelegt, welche täglich vor Messbeginn auf Dichtigkeit und korrekte Funktion geprüft wurden. Dazu wurde das Verdünnungssystem, an welchem alle PM-Analytoren angeschlossen waren, mit der VOC- und partikelfreien Luft beaufschlagt und ein Nullabgleich sowie Abgleich mit Umgebungspartikeln<sup>15</sup> durchgeführt.

Tabelle 3: Überblick der verwendeten Messtechnik

	<b>MK-I</b>	<b>MK-II</b>	<b>MK-III</b>
	<b>2022</b>	<b>2023</b>	<b>2024</b>
FTIR/FID/02	✓	✓	✓
VOC-GC	✓	✓	✓
GC-MS	-	-	✓
REMPI-TOF-MS	-	-	✓
SMPS, DMS, CPC	✓	✓	✓
AAC	✓	-	-
Filter	✓	✓	✓
Alterungseinheit	-	-	✓

#### 4.2.1 Gasphase

Die gasförmigen Emissionen wurden mit einer 5 m langen beheizten Transferleitung mit einem ID von 4 mm übertragen, die auf einer konstanten Temperatur von  $200 \pm 5 \text{ °C}$  gehalten wurde. Zu Beginn wurden die gasförmigen Emissionen mit einem FTIR, welches das Messgas nicht verändert, analysiert. Das System bestimmt die wichtigsten gasförmigen Komponenten als feuchte Konzentrationen, sodass keine Korrektur von trockenen oder halbtrockenen auf feuchte Bedingungen vorgenommen werden musste. Das FTIR entspricht nicht den ICAO-Spezifikationen zur Messung von  $\text{CO}_2$ ,  $\text{CO}$  und  $\text{NO}_x$ . Es wurde dennoch verwendet, da mit dem System die regulierten und darüber hinaus zusätzlichen Komponenten (wie z. B. Aldehyde) gleichzeitig gemessen werden konnten. Die schematische Abbildung 19 veranschaulicht, dass hinter dem FTIR weitere Analytoren angeschlossen wurden. Der Sauerstoffgehalt wurde mit einem  $\text{O}_2$ -Analytator gemessen. Der Gesamtwert der UHC wurde mit einem FID analysiert. Der FID bestimmt die UHC im Abgas als Propan-Äquivalent ( $\text{C}_3\text{H}_8$ ) und wurde in ein Methan-Äquivalent ( $\text{CH}_4$ ) überführt, um den UHC-Wert in ppmC angeben zu können. Der FID wurde mit einem 30 ppm Propan-Kalibriergas kalibriert.

Das VOC-GC-FID wurde ebenfalls hinter dem FTIR angeschlossen, um den Gehalt der VVOC und VOC zu messen. Der Schwerpunkt bei den VOC-GC-Messungen lag

<sup>15</sup>Die Partikelanzahlkonzentration der Umgebung beträgt im Schnitt circa 3000 Partikel/ $\text{cm}^3$ . Durch einen direkten Vergleich der Messgeräte mit unverdünnten und verdünnten Umgebungspartikeln konnten die Analytoren überprüft werden.

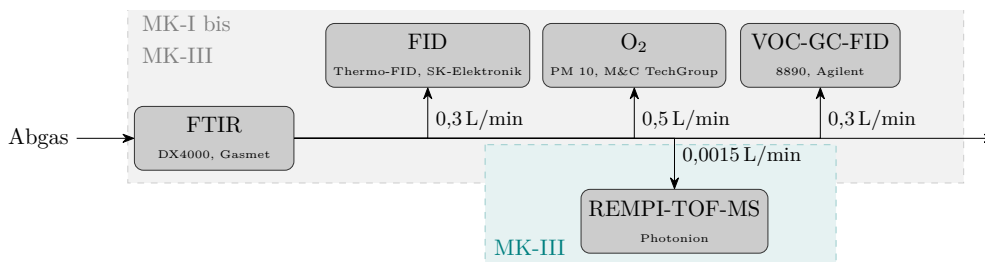


Abbildung 19: Übersicht gasförmige Probenahme MK-I bis MK-III.

auf C2-C9 Kohlenwasserstoffen, die in der Europäischen Union als Ozonvorläuferstoffe für die Umgebungsluft aufgeführt sind [76]. Eine ausführliche Beschreibung des Systems und des analytischen Ansatzes einschließlich der Berechnung der Ozonbildungspotenziale findet sich in Rohkamp et al. 2024 [94] und Adam et al. 2011 [100] sowie in den dortigen Verweisen. Der VOC-GC war über ein 9 m langes PTFE-Rohr (5 mm ID) mit dem Auslass des FTIR verbunden und befand sich außerhalb des Triebwerksprüfstands, um eine Überhitzung zu vermeiden. In MK-I wurde das VOC-GC in der Triebwerkstestzelle betrieben. Dabei kam es aufgrund der Abwärme des Triebwerks zu langen Wartezeiten auf die korrekte Injektionstemperatur der Probe ( $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$ ). Bei jeder Probenahme für die VOC-GC-FID-Analyse wurde die Leitung im Betriebspunkt der Allison 250-C20B 5 Minuten lang gespült, um eventuelle Restemissionen aus vorangegangenen Lastpunkten zu entfernen. Weiterhin wurde in MK-III hinter dem FTIR zusätzlich das REMPI-TOF-MS mit einem zusätzlichem Heizschlauch ( $200 \pm 5\text{ }^{\circ}\text{C}$ ) angeschlossen, um die aromatischen Kohlenwasserstoffe und die Rußvorläufer zu vermessen. Außerdem wurden Probenröhrchen für eine spätere GC-MS-Analyse gezogen, um die Ergebnisse vom REMPI-TOF-MS sowie VOC-GC-FID zu erweitern und validieren zu können. Die Probenahmeleitung für das GC-MS wurde nicht im Gasphasenstrang, sondern an der zweiten Verdünnung der Partikelphase angeschlossen, siehe Abbildung 22.

Der Gesamtdurchfluss der Gasphasenmessungen betrug  $3,5\text{ l/min}$ . Für alle angeschlossenen Analysatoren wurde eine druckfreie Messung durch einen Auslass ermöglicht. Ferner wurde vor jeder Messung mit einem Volumenstrommessgerät sichergestellt, dass nur Abgas und keine Umgebungsluft gemessen wurde<sup>16</sup>.

#### 4.2.2 Partikelphase

Ein wesentlicher Schwerpunkt der experimentellen Abgasanalyse lag auf der chemisch-physikalischen Charakterisierung des Triebwerksaerosols mit Durchmessern bis zu 200 nm. Die PM-Emissionen wurden über eine beheizte Transferleitung von 10 mm ID geleitet, die auf  $200 \pm 5\text{ }^{\circ}\text{C}$  gehalten wurde. Vor dem Eintritt in das zweistufige Verdünnungssystem wurde ein Zyklon mit einer Trenngrenze von  $2,5\text{ }\mu\text{m}$  eingesetzt,

<sup>16</sup>Vergleich des abgesaugten Gesamtvolumenstroms mit dem Messvolumenstrom.

um die nachgeschalteten Systeme vor einer möglichen Verstopfung durch große Partikel zu schützen. Für die Versorgung mit sauberer Luft sorgten ein Kompressor, ein Tank und ein Reinstluftgenerator, welcher partikel- und VOC-freie Luft erzeugte. Vor der ersten Verdünnungsstufe wurde die Druckluft auf 200 °C erhitzt, um vor allem thermophoretische Verluste zu verringern. Die Reinheit der Verdünnungsluft und die Dichtheit der Probenahmeleitungen und -geräte wurden vor jedem Mess-tag geprüft. Nach dem Verdünnungssystem wurden die Partikelanalytoren über zwei Auslässe angeschlossen, siehe Abbildungen 20 bis 22. Der dritte Auslass des Verdünnungssystems wurde in die Umgebung abgeleitet, um ein Messen unter Umgebungsdruck zu ermöglichen.

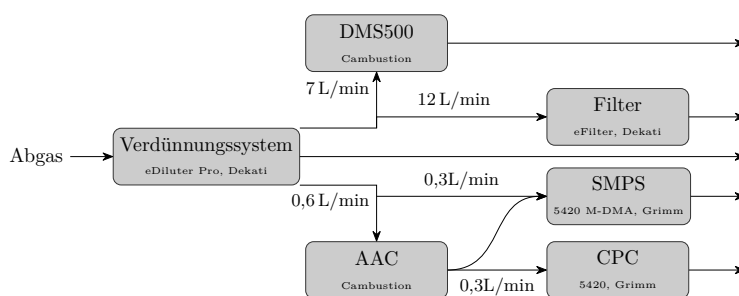


Abbildung 20: Übersicht partikelförmige Probenahme MK-I.

Bei MK-I wurde ein AAC in Kombination mit einem SMPS im Aufbau berücksichtigt, um die Dichte der Rußpartikel bestimmen zu können, siehe Abbildung 20. Weiterhin wurde an einem Ausgang das differenzielle Mobilitätsspektrometer DMS500 und die PM-Filterprobenahme angeschlossen.

Bei MK-II und MK-III wurden dem DMS500, SMPS sowie CPC ein katalytischer Stripper (Catalytic Stripper, CS) vorgeschaltet, siehe Abbildungen 21 und 22, um eine Verfälschung der Partikelmessung durch kondensierbare Bestandteile (z. B. VOC) zu vermeiden und ausschließlich die festen, nichtflüchtigen Partikel zu erfassen. Weiterhin wurde eine zusätzliche Verdünnung mit einem Verhältnis von 1 zu 10 installiert, um sicherzustellen, dass die Analytoren im optimalen Detektionsbereich arbeiten (CPC im Einzelzählmodus). In MK-II und MK-III wurde hierfür eine Pumpe mit einem Volumenstrom von 2,0 l/min inklusive Filterhalter eingesetzt, um die für die Verdünnungsdüse erforderlichen Volumenströme bereitzustellen. Wie zuvor erwähnt, wurden zusätzlich Proben für eine offline GC-MS-Analyse entnommen. Die Probenleitung war hierzu an einen Spider<sup>17</sup> angeschlossen.

Für die PM-Masse-Bestimmung wurden Polycarbonatfilter mit 47 mm Durchmesser verwendet. Zur Konditionierung der Filter wurden diese vor und nach der Probenahme

<sup>17</sup>In diesem Kontext ein Bauteil, um das zu beprobende Aerosol von einer großen Probenleitung auf mehrere kleine Probenleitungen zu verteilen und so parallele Messungen zu ermöglichen.

me mindestens fünf Mal mit einer Mikrowaage gewogen. Zusätzlich wurden die Filter zuvor für mindestens 24 Stunden (vor und nach der Probenahme) in einer Wägekammer konditioniert (Temperatur: 22°C, Luftdichte: 1,117 kg/m<sup>3</sup>, relative Luftfeuchtigkeit: 45 %, Filterladungsneutralisator). Um eine identische Konditionierung der Filter in der Kammer zu überprüfen, wurde bei jedem Wägevorgang ein Referenzfilter gewogen<sup>18</sup>. Des Weiteren wurden Filterproben für spätere Offline-Analysen, wie z. B. für die Rasterelektronenmikroskopie (REM), gesammelt.

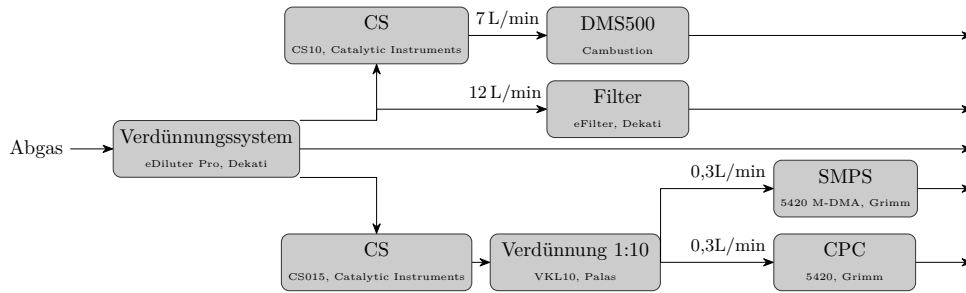


Abbildung 21: Übersicht partikelförmige Probennahme MK-II.

Zusätzlich wurden bei MK-III die Triebwerksabgase einer künstlichen atmosphärischen Alterung (Dekati Oxidation Flow Reactor, DOFR) unterzogen, siehe Abbildung 22. Um eine konstante Messung der PSD zu realisieren, wurde das DMS500 dem DOFR nachgeschaltet. Zudem wurden ungealterte und gealterte Filter beprobt. Wurde gealtertes Aerosol vermessen, wurde ein Ozon-Denuder verwendet, welcher evtl. noch vorhandenes Ozon der DFOR-Alterungseinheit abscheidete, um die Filterproben nicht zu verfälschen. Diese Messungen und die daraus resultierenden Ergebnisse sind jedoch nicht Teil dieser Arbeit, sollten jedoch erwähnt werden, da einige PM-Analysatoren daher nicht für die Charakterisierung der primären Aerosole verwendet werden konnten.

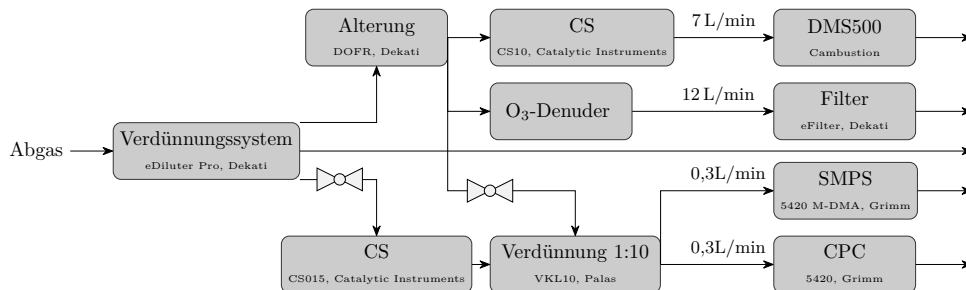


Abbildung 22: Übersicht partikelförmige Probennahme MK-III.

<sup>18</sup>Dieser diente dazu, Schwankungen in der Wägekammer vor dem Abwiegen der Filter zu erkennen und, falls nötig, eine Korrektur der Messungen anhand des leeren Filters durchzuführen.

## 4.3 Auswahl und Eigenschaften der verwendeten Kraftstoffe

### 4.3.1 Kraftstoffspezifikation Jet A-1 für Emissionsmessungen

Alternative Kraftstoffe und SAF unterscheiden sich chemisch von Jet A-1, da diese aus erneuerbaren biogenen Rohstoffen oder synthetisch hergestellt werden und eine andere Molekularzusammensetzung aufweisen. Allerdings gibt es auch bei Jet A-1, je nach Herstellungsprozess und Rohölquelle, erhebliche chemische Variationen, was die Bandbreite der chemisch und physikalischen Eigenschaften innerhalb dieses Kraftstofftyps verdeutlicht. Beim „klassischen“ Kerosin wird zwischen Jet A und Jet A-1 im zivilen und JP-8 im militärischen Anwendungsbereich unterschieden. Jet A-1 weist gegenüber Jet A einen niedrigeren Gefrierpunkt auf ( $-47^{\circ}\text{C}$  im Vergleich zu  $-40^{\circ}\text{C}$ ) und wird daher international bevorzugt. JP-8 (NATO Bezeichnung: F-34) ist eine militärische Variante, die auf Jet A-1 basiert, aber zusätzliche Additive für Korrosionsschutz und Vereisungsvermeidung enthält [101]. Die ICAO legt in Annex 16, Volume II spezifische chemisch-physikalische Eigenschaften für Kraftstoffe fest, die im Rahmen von Emissionsmessungen bei der Triebwerkszulassung einzuhalten sind. Diese sind in Tabelle 4 aufgeführt. Zusatzstoffe zur Rauchunterdrückung (wie z. B. metallorganische Verbindungen) dürfen explizit nicht enthalten sein [13].

Tabelle 4: ICAO Kraftstoff-Spezifikationen für Emissionstests [13]

Eigenschaft	Zulässiger Wertebereich
Dichte ( $\text{kg}/\text{m}^3$ bei $15^{\circ}\text{C}$ )	780 – 820
Destillationstemperatur, $^{\circ}\text{C}$	
10 % Siedepunkt	155 – 201
Endpunkt der Destillation	235 – 285
Nettoheizwert ( $\text{MJ}/\text{kg}$ )	42,86 – 43,50
Aromaten (Volumen %)	15 – 23
Naphthaline (Volumen %)	0,0 – 3,0
Rauchpunkt (mm)	20 – 28
Wasserstoff (Massen-%)	13,4 – 14,3
Schwefel (ppm nach Masse)	weniger als 3000
Kinematische Viskosität bei $-20^{\circ}\text{C}$ ( $\text{mm}^2/\text{s}$ )	2,5 – 6,5

Wie im Kapitel 2.3.3 erläutert, hängt die nvPM (Masse und Anzahl) stark von den Kraftstoffeigenschaften ab, im Detail von dem Aromaten- und Wasserstoffgehalt [42]. Mit der Einführung der Messung von Ultrafeinstaub und den Grenzwerten bei der Triebwerkszulassung wurde daher eine Kraftstoffkorrektur eingeführt, welche bereits im Abschnitt 3.4.1 detailliert dargestellt wurde. Die dort aufgeführten Gleichungen (31) und (32) wurden entwickelt, um Abweichungen zwischen fossilen Kraftstoffen bei Zulassungsmessungen auszugleichen. Die Formeln sind auf den „mittleren Be-

reich“ des Wasserstoffgehalts (13,8 wt-%<sup>19</sup>) im Vergleich zu konventionellem Kerosin optimiert [16].

### 4.3.2 Chemische Zusammensetzung Jet A-1 sowie alternativer Kraftstoffe

Das auf Erdöl basierende Jet A-1 besitzt im Vergleich zu alternativen Kraftstoffen biogenen oder synthetischen Ursprungs eine wesentlich vielfältigere und komplexere Zusammensetzung an Kohlenwasserstoffen [23, 102]. Die kraftstoffspezifische Zusammensetzung der Kohlenwasserstoffmoleküle lässt sich grundsätzlich in drei Hauptkategorien unterteilen: Alkane<sup>20</sup> (n- und iso-Alkane), Cycloalkane sowie Aromaten (bzw. aromatische Verbindungen) [101].

Normale Kohlenwasserstoffe, auch als n-Alkane bezeichnet, sind geradkettige, nicht verzweigte Moleküle. Wobei iso-Alkane verzweigte Varianten von n-Alkanen sind [103]. N-Alkane erfahren im Vergleich zu iso-Alkanen höhere Van-der-Waals-Kräfte. Daher muss mehr Energie aufgebracht werden, um die Moleküle in den gasförmigen Zustand zu bringen. Dies äußert sich unter anderem in einer höheren Siedetemperatur [104]. Grundsätzlich sind n-Alkane kompakter in der molekularen Form, aber thermodynamisch weniger stabil, was sich durch eine höhere Cetanzahl (CZ), der Zündwilligkeit, ausdrückt. Dies lässt sich auf die ungünstigere Bindungsanordnung zurückführen.

Iso-Alkane sind durch ihre Verzweigungen räumlich weniger kompakt, jedoch thermodynamisch stabiler und weisen dadurch eine geringere Zündwilligkeit (niedrigere CZ) auf, da diese stabilere Bindungen, im Detail eine bessere Elektronendichteverteilung, als n-Alkane aufweisen [56]. Beim Vergleich der in dieser Arbeit verwendeten Kraftstoffe hat Jet A-1 einen moderaten Anteil an (n- und iso-) Alkanen (20-50%), wobei n- und iso-Alkane bei HEFA-SAF (>80%) und FT-SPK (>95%) den Großteil an Kohlenwasserstoffen ausmachen [102, 23].

HEFA-SAF und FT-SPK unterscheiden sich weiterhin in der Klassenverteilung der Alkane. HEFA-SAF besteht im Vergleich zu FT-SPK überwiegend aus längeren Molekülen mit 16 bis 17 Kohlenstoffatomen (C16–C17) [105]. FT-SPK besteht dagegen aus Molekülen mit weniger Kohlenstoffatomen. Dies kann zu einer vollständigeren Verbrennung und geringeren Schadstoffemissionen führen, siehe Kapitel 2.3.3. Der hohe Alkangehalt kann jedoch die Schmierfähigkeit [106] und Materialverträglichkeit [107] reduzieren.

---

<sup>19</sup>Dabei steht wt-% für weight und ist die englische handelsübliche Schreibweise für Massenprozent.

<sup>20</sup>Im chemischen Kontext spricht man von Alkanen, im technischen oder industriellen Bereich oft von Paraffinen, besonders wenn es um langkettige Vertreter geht.

Cycloalkane sind gesättigte ringförmige Kohlenwasserstoffe ohne delokalisierte Elektronenpaare, bei denen die Kohlenstoffatome einen geschlossenen Ring bilden. Aufgrund dieser Struktur unterscheiden sie sich sowohl physikalisch als auch chemisch und damit auch thermodynamisch von n- und iso-Alkanen [103]. Im Vergleich ist die CZ niedriger als bei den n- und iso-Alkanen. Cycloalkane sind in Jet A-1 mit 20-30% wesentlich häufiger vertreten als in HEFA (5-15%) oder FT-SPK (<5%), was z. B. die volumetrische Energiedichte (MJ/L) von Jet A-1 erhöht (Tabelle 5). Aromatische Kohlenwasserstoffe sind ungesättigte, ringförmige Verbindungen mit delokalisierten Elektronenpaaren. Diese Art der Kohlenwasserstoffe unterscheidet sich durch die Bindungsart stark von n-, iso- und Cycloalkanen. Die Stabilität von aromatischen Ringen ist auf die Delokalisierung der  $\pi$ -Elektronen und die Resonanz zurückzuführen, welche die Gesamtenergie des Moleküls senken und die C-C-Bindungen energetisch stabilisieren. Dadurch weisen die aromatischen Kohlenwasserstoffe die geringste Zündwilligkeit auf. Weiterhin steigt mit zunehmendem Aromatengehalt im Kraftstoff der Zündverzug [56]. Diese Effekte fehlen in langkettigen Kohlenwasserstoffen, was die Aromaten energetisch bevorzugt und stärker gebunden macht.

Langkettige Kohlenwasserstoffe (n- und iso-Alkane) bestehen aus Kohlenstoff- und Wasserstoffatomen, die durch einzelne C-C- und C-H-Bindungen verbunden sind. Diese Bindungen sind zwar stabil, bieten aber keine zusätzliche Stabilisierung durch Delokalisierung oder Resonanz, wie dies bei aromatischen Verbindungen der Fall ist. In den Ketten ist die Bindungsenergie ausschließlich auf die  $\sigma$ -Bindungen zurückzuführen, die keine Delokalisierung zulassen. Sie sind dadurch energetisch weniger stabil als aromatische Ringe.

Der Aromatenanteil in Jet A-1 (20-30%) macht es besser verträglich für die bereits vorhandenen Dichtungsmaterialien in Flugzeugen. HEFA-SAF und FT-SPK beinhalten nahezu keine Aromaten, wodurch die Einsatzfähigkeit in reiner Form eingeschränkt sein kann. Durch die stärkeren Bindungen der aromatischen Kohlenwasserstoffringe agieren eben diese bei Verbrennungsprozessen als Rußvorläuferverbindungen, siehe Abschnitt 3.1.2. Des Weiteren sind HEFA-SAF und FT-SPK nahezu frei von Schwefel, was zu einer signifikanten Reduktion von  $\text{SO}_x$ -Emissionen führt. Beide bieten durch ihre vollständigere Verbrennung Umweltvorteile, haben jedoch aufgrund des Fehlens von Aromaten und Cycloalkanen eine niedrigere Dichte und volumetrische Energiedichte im Vergleich zu Jet A-1. Für einen detaillierten chemischen Überblick sind im Anhang D die beim FT-SPK durchgeführte Kraftstoffanalyse und weitere Analysen aus der Literatur zur Kraftstoffzusammensetzung von Jet A-1 sowie HEFA-SAF aufgeführt.

### 4.3.3 Chemisch-physikalische Eigenschaften der verwendeten Kraftstoffe

In Tabelle 5 sind die Eigenschaften der verwendeten Kraftstoffe für die Messkampagnen aufgeführt. Dabei sind zuerst die Vorgaben der Norm (hier: ASTM D1655 [108]) an Flugkraftstoffe, daran im Anschluss die minimalen und maximalen Werte der verwendeten Jet A-1 und nachfolgend die 50 % Blends und 100 % HEFA-SAF und FT-SPK Kraftstoffe aufgeführt. Das HEFA-SAF wurde aus gebrauchten Speisefetten hergestellt, das FT-SPK wurde aus Kohle synthetisiert. Wie bereits in Abschnitt 4.3.1 erwähnt, gibt es für Triebwerkszulassungsmessungen Anforderungen an den verwendeten Kraftstoff (siehe Tabelle 4). Vergleicht man die Kraftstoffanforderungen der ICAO mit den Anforderungen der ASTM fällt auf, dass die ICAO Grenzwerte enger ausfallen. Eine Verwendung der aufgeführten Blends und reinen alternativen Kraftstoffe wäre bei Triebwerkszulassungsmessungen unzulässig.

Tabelle 5: Kraftstoffeigenschaften MK-I bis MK-III

<b>Eigenschaften</b>	<b>ASTM Vorgaben</b>	<b>Jet A-1 (MK-I - III)</b>	<b>HEFA 50 %</b>	<b>HEFA 100 %</b>	<b>FT 50 %</b>	<b>FT 100 %</b>
Wasserstoffgehalt	-	14,00 – 14,01	14,57	15,10	14,70	15,40
C/H Verhältnis (%m/%m)	-	6,14	5,86	5,62	5,80	5,49
H/C Verhältnis (%mol/%mol)	-	1,92 – 1,94	2,00	2,12	2,05	2,17
Aromaten (vol%)	max. 26,5	15,8 – 18,1	7,9	<0,2	8,6	<0,1
Schwefel (wt%)	max. 0,30	0,06 – 0,09	0,04	<0.0001	0,03	<0.0001
Naphthalin (vol%)	max. 3,0	0,6 – 0,8	0,4	0,0	0,3	0,0
Dichte (kg/m <sup>3</sup> )	775 – 840	793 – 799	786	772	775	757
Heizwert (MJ/kg)	min. 42,8	43,1 – 43,4	43,5	44,0	43,6	43,9
Rauchpunkt (mm)	min. 18,0	24,3 – 26,0	34,3	>45,0	32,0	42,0
Energiedichte (MJ/L)	min. 33,17	34,18 – 34,68	34,19	33,97	33,79	33,23
EI <sub>CO2</sub> nach Gl. (33) (g/kg)	-	3154 – 3158	3140	3113	3129	3102

Bei Jet A-1 ist im Vergleich zu den Blends bzw. reinen alternativen und nachhaltigen Kraftstoffen die Dichte aufgrund des Aromatenanteils höher. Weiterhin ist der maximale CO<sub>2</sub> Ausstoß, durch die Angabe von EI<sub>CO2</sub>, in Tabelle 5 angegeben. Dies verdeutlicht, dass durch den höheren Wasserstoffanteil zum einen das H/C Verhältnis höher ist und der Heizwert im Vergleich größer ausfällt. Des Weiteren werden, wenn man die Globalreaktion dieser Kraftstoffe durch EI<sub>CO2</sub> annähert, zwangsläufig weniger Kohlenstoffatome im Abgas vorhanden sein. Die Angabe des Rauchpunkts lässt bereits erahnen, dass die Kraftstoffe bei der Verbrennung in der Gasturbine ein unterschiedliches Rußverhalten aufweisen werden.

## 5 Auswertung

Nachfolgend werden die Daten aus den drei Messkampagnen detailliert ausgewertet. Zuerst werden die gasförmigen und im Anschluss die partikelförmigen Emissionen dargestellt und zusammenhängend analysiert. Für die Auswertung der gasförmigen Emissionen werden diese in die nach der ICAO Annex 16 Vol. II regulierten Standardemissionen, flüchtige organische Verbindungen, Aldehyde sowie aromatische Verbindungen inklusive PAK unterteilt. Daran anschließend werden die nichtflüchtigen Partikelemissionen bezogen auf ihre Anzahl, Größenverteilung, Masse und Morphologie untersucht.

### 5.1 Gasförmige Emissionen

#### 5.1.1 Standardemissionen (CO, UHC, NO<sub>x</sub>)

##### Kohlenstoffmonoxid

Bei der Betrachtung des Emissionsindex der CO-Emissionen ( $EI_{CO}$ ) der Allison 250-C20B in Abbildung 23, welche mit dem FTIR-System (Funktionsprinzip siehe Abschnitt 3.3.1) vermessen und im Anschluss nach Gleichung (33) berechnet wurden, fallen zwei wesentliche Charakteristiken auf: Zum einen variiert  $EI_{CO}$  zwischen den Betriebspunkten GI und TO, zum anderen wird  $EI_{CO}$  aber auch durch den verwendeten Kraftstoff beeinflusst. Da die Brennkammer nicht für GI, sondern für höhere Betriebspunkte ausgelegt wurde, ist die allgemeine Performance sowie das Emissionsprofil der Allison unter höherer Last deutlich besser. Dies lässt sich unter anderem durch die bessere Zerstäubung, schnellere Verdampfung und damit schneller ablaufenden chemischen Reaktionen bei Vollast erklären, siehe Abschnitt 3.1.1. Diese Charakteristik lässt sich allgemein für CO festhalten: Je höher die Last des Betriebspunkts, desto geringer ist  $EI_{CO}$ . Ein  $EI_{CO}$  bei GI von  $105,32 \pm 1,66$  g/kg vermindert sich zu TO auf  $13,95 \pm 0,25$  g/kg für Jet A-1 (Mittelwert MK-I bis MK-III).

Die höchsten CO-Emissionen im Betriebspunkt Take-Off werden für 50 % HEFA-SAF mit  $14,95 \pm 0,14$  g/kg erreicht. Bei dem zum Mischen verwendeten Jet A-1 für diesen Blend wurde dagegen ein nur geringfügig verminderter  $EI_{CO}$  mit  $14,80 \pm 0,16$  g/kg für TO gemessen. Im Betriebspunkt Ground-Idle wurde mit 30 % HEFA-SAF ( $108,25 \pm 0,38$  g/kg) sowie dem zum Mischen verwendeten Jet A-1 ( $108,32 \pm 0,79$  g/kg) am meisten CO emittiert. Die niedrigsten auf den Kilogramm verbrannten Kraftstoff bezogenen CO-Emissionen wurden generell für 100 % FT-SPK erzielt:  $EI_{CO}$  in GI von  $86,04 \pm 0,44$  g/kg und  $11,51 \pm 0,15$  g/kg im Betriebspunkt TO. Zwischen 100 % FT-SPK und Jet A-1 (gemittelter Wert über alle Kampagnen) ergibt sich daraus ein  $EI_{CO}$ -Reduzierungspotential von 22,4 % in GI und 21,2 % in TO. Die Abweichungen bei den CO-Emissionen zwischen den Kraftstoffen können unter

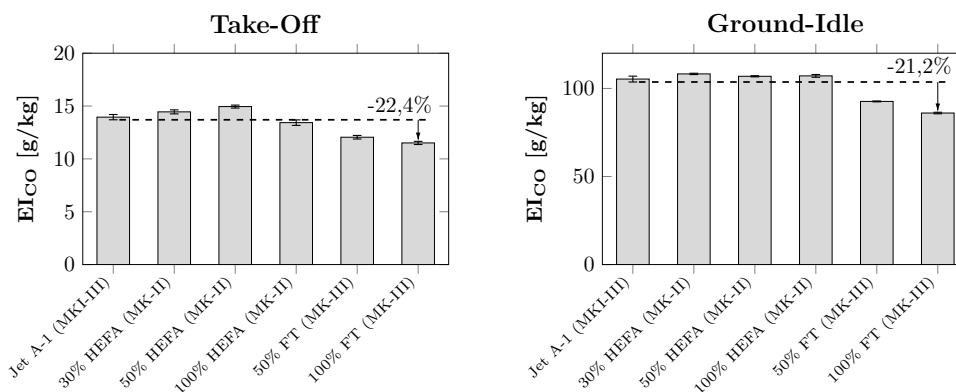


Abbildung 23: EI<sub>CO</sub> für alle verwendeten Kraftstoffe für Take-Off und Ground-Idle.

anderem auf die sich unterscheidenden chemischen Eigenschaften der Kraftstoffe zurückgeführt werden.

Während FT-SPK hauptsächlich aus iso- und n-Alkanen besteht (siehe Abschnitt 4.3.2), liegen im Jet A-1 und HEFA-SAF deutlich mehr Cycloalkane vor. Ferner sind im Jet A-1 aromatische Verbindungen vorhanden. Es kann angenommen werden, dass Kraftstoffe mit einem höheren Anteil an Cycloalkanen und Aromaten, wie HEFA und Jet A-1, tendenziell mehr CO-Emissionen erzeugen, da Cycloalkane und Aromaten eine höhere Kohlenstoffdichte pro Molekül aufweisen, was bei der Verbrennung zu einer größeren Menge an freigesetztem Kohlenstoff führen kann, der teilweise unvollständig oxidiert wird. Beim FT-SPK ist der Großteil der Kohlenwasserstoffmoleküle mit 12 Kohlenstoffatomen (ca. 42 wt-%) verteilt, wobei bei Jet A-1 und HEFA-SAF Kohlenwasserstoffmoleküle mit 14 Kohlenstoffatomen die Zusammensetzung dominieren (siehe Anhang D). Weiterhin sind Cycloalkane und Aromaten aufgrund ihrer stabilen, ringförmigen Struktur thermodynamisch weniger reaktionsfreudig und schwerer zu oxidieren als n- oder iso-Alkane, was zu einer geringeren Verbrennungseffizienz führen kann. Diese geringere Effizienz kann die Bildung von CO begünstigen, insbesondere in den Randzonen der Flamme oder bei niedrigeren Verbrennungstemperaturen. Niedrige Temperaturen können außerdem dazu beitragen, dass die Kohlenwasserstoffe nicht ausreichend thermisch zersetzt werden. Daher wird angenommen, dass Kohlenwasserstoffmoleküle mit mehr Kohlenstoff, im Folgenden auch als langkettige Kohlenwasserstoffe bezeichnet, die CO-Bildung begünstigen können. Ungeklärt ist dabei noch der kraftstoffabhängige Einfluss der Zerstäubung und der Verdampfung.

Auffällig ist, dass beim aromatenfreien HEFA-SAF, unabhängig ob in 100% oder im Blend mit Jet A-1, im Vergleich zum reinen Jet A-1, mehr CO emittiert wird. Dies überrascht, da Jet A-1 mehr Cycloalkane und Aromaten beinhaltet und daher, nach der Theorie, mehr Moleküle mit einer stabileren Bindungsenergie inne hat und

damit schwerer zu oxidieren sein sollte. Hier kann angenommen werden, dass sich bei den Mischungen, wie zum Beispiel beim 50 % Blend, die „Nachteile“ der im HEFA vorhandenen Cycloalkane und vom Jet A-1 zugesetzten Aromaten addieren.

Warum beim reinen aromatenfreien 100 % HEFA-SAF im Ground-Idle vergleichsweise identische CO-Emissionen ( $107,13 \pm 0,79$  g/kg) wie beim reinen Jet A-1 ( $108,32 \pm 0,79$  g/kg) auftreten, kann mit den zuvor benannten chemischen Mechanismen nicht erklärt werden. Eine mögliche Annahme wäre, dass diese Charakteristik mit den physikalischen Eigenschaften der Kraftstoffe, wie z. B. der Viskosität (siehe Tabelle 7) oder dem Siedeverhalten (siehe Anhang D), zusammenhängen könnte. Es kann nicht ausgeschlossen werden, dass die SAF bzw. SPK Kraftstoffe das Zerstäubungsverhalten des Druckzerstäubers und somit auch die Verdampfung beeinflussen. Durch eine mögliche Beeinflussung auf die Zerstäubung könnten z. B. größere Kraftstofftropfen zu einer unvollständigeren Verbrennung führen, siehe Abschnitt 3.1.1. Der Kraftstoffförderdruck wurde in allen Betriebspunkten der Messungen untereinander verglichen, es wurden keine signifikanten Änderungen zwischen den Kraftstoffen beobachtet. Weitere Untersuchungen zur kraftstoffabhängigen Gemischbildung mithilfe optischer Verfahren wären in diesem Zusammenhang sinnvoll, um den Einfluss der Beimischung genauer zu charakterisieren [109].

Des Weiteren kann nicht ausgeschlossen werden, dass der Kraftstoff die Gemischbildungs- sowie Verdampfungszeit und damit die Reaktionszeit und Flammenposition beeinflusst. Zwar wird die Flammenfront aerodynamisch von der Strömung in der Brennkammer gesteuert und stabilisiert, jedoch ist nicht auszuschließen, dass es durch Änderungen in der Zündfähigkeit zu Änderungen der Flammenposition kommen kann. Würde z. B. die Flamme bei der Verwendung mit aromatenfreien Kraftstoffen lokal eine nähere Position am Druckzerstäuber einnehmen als bei Jet A-1 mit Aromaten, könnte sich dadurch in der gegebenen Brennkammerkonfiguration die stromab verbleibende und für die vollständige Verbrennung verfügbare Zeit erhöhen und ein höherer Ausbrandgrad einstellen.

### **Unverbrannte Kohlenwasserstoffe**

In Abbildung 24 ist  $EI_{UHC}$  in Abhängigkeit der Betriebspunkte Ground-Idle und Take-Off aufgeführt. Die unverbrannten Kohlenwasserstoffe wurden mit dem FID (Funktionsprinzip siehe Abschnitt 3.3.1) als Propan-Äquivalent gemessen und in ein Methan-Äquivalent überführt. Im Anschluss daran wurde der EI nach Gleichung (33) berechnet. Wie bei den CO-Emissionen sind auch bei den UHC-Emissionen zwei wesentliche Charakteristiken im Emissionsprofil der Allison 250-C20B bei der Verwendung verschiedener Kraftstoffe erkenntlich: Es stellt sich sowohl ein lastabhängiges als auch ein kraftstoffspezifisches Emissionsverhalten ein.

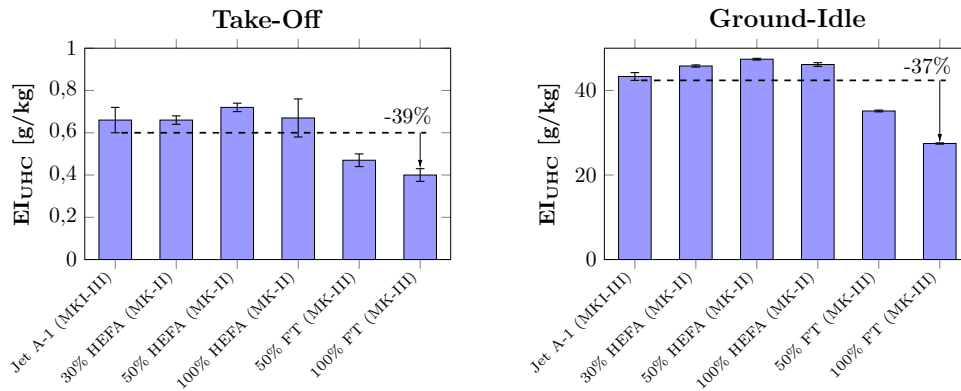


Abbildung 24: EI<sub>UHC</sub> für alle verwendeten Kraftstoffe für Take-Off und Ground-Idle.

Für alle Kraftstoffe stellen sich in Teillast gegenüber höheren Betriebspunkten die höchsten UHC-Emissionen ein. Mit einem HEFA-SAF-Anteil von 50 % ergibt sich der höchste EI<sub>UHC</sub> mit  $47,40 \pm 0,20$  g/kg. Vergleichbare UHC-EI werden von den anderen HEFA-Blends und Jet A-1 ( $43,31 \pm 0,92$  g/kg) in GI erreicht. Wie bei den CO-Emissionen auch, sticht der FT-SPK Kraftstoff im direkten Vergleich mit niedrigeren Emissionen heraus. Bei 100 % FT-SPK werden in GI  $27,46 \pm 0,15$  g/kg unverbrannte Kohlenwasserstoffe emittiert. Dies entspricht im direkten Vergleich zum gemittelten EI<sub>UHC</sub> aller verwendeten Jet A-1 einer Verminderung um 37 %. In Ground-Idle stellen sich in der Brennkammer der Allison 250-C20B keine optimalen Verbrennungsbedingungen ein. Der Kraftstofförderdruck, siehe Tabelle 2, ist deutlich geringer (13 bar) als in höheren Betriebspunkten (TO ca. 27 bar). Dies hat direkten Einfluss auf die Gemischaufbereitung, da der Druckzerstäuber weniger Kraftstoff unter niedrigem Druck in die Brennkammer einspritzt, wodurch sich vermutlich größere Kraftstofftropfen bilden.

Mit höherem Kraftstofförderdruck als auch Kraftstofffluss steigt der Kraftstoffmassenstrom und die Totaltemperatur am Brennkammeraustritt, siehe Tabelle 2. Damit stellt sich in der Brennkammer ein im Vergleich zu Teillast optimaler Betriebszustand ein (gute Kraftstoff-Luft-Gemisch Aufbereitung). Dies äußert sich unmittelbar durch geringere UHC-Emissionen, welche in TO auf deutlich unter 1 g/kg abfallen, was für alle Kraftstoffe eine Reduzierung von über 98 % entspricht. Wie auch in GI, stellen sich für Jet A-1 ( $0,66 \pm 0,06$  g/kg) als auch für HEFA-SAF (100 % HEFA:  $0,67 \pm 0,09$  g/kg, 50 % Blend:  $0,72 \pm 0,02$  g/kg) die höchsten und für 100 % FT-SPK ( $0,40 \pm 0,03$  g/kg) die niedrigsten UHC-Emissionen ein. Der direkte EI<sub>UHC</sub>-Vergleich zwischen Jet A-1 und FT-SPK in TO entspricht einer Verringerung von 39 %, was einem vergleichbaren Reduzierungspotential in GI (37 %) entspricht. Die Reduzierung der UHC-Emissionen ist auch bei einem 50 % Blend mit FT-SPK für beide Betriebspunkte zu beobachten, siehe Abbildung 24. Das Verhalten von dem prozentualen

zugemischtem aromatenfreien FT-SPK und dem sich einstellenden verringertem EI ist nicht linear. Der kraftstoffabhängige Unterschied der UHC-Emissionen kann auf die chemische Zusammensetzung zurückgeführt werden. Da FT-SPK vorrangig aus n- und iso-Alkanen besteht und anders als Jet A-1 und HEFA-SAF nur einen kleinen Anteil an Cycloalkanen aufweist, wird angenommen, dass die UHC-Emissionen wie auch die CO-Emissionen von dieser Art von Kohlenwasserstoffen stark abhängig sein könnten. In Anlehnung an die CO-Emissionen kann nicht ausgeschlossen werden, dass die signifikante Änderung der UHC-Emissionen bei FT-SPK durch die physikalischen Parameter des Druckzerstäubers oder anderen technischen Verbrennungseigenschaften beeinflusst werden. Wie in Abschnitt 3.3.1 angesprochen, gibt der FID nur den gesamten unverbrannten Kohlenwasserstoffwert an und lässt keine dezidierte Unterscheidung der Kohlenwasserstoffe zu.

### Stickstoffoxide

In Abbildung 25 ist  $EI_{NO_x}$  für alle verwendeten Kraftstoffe in den Betriebspunkten TO und GI aufgeführt. NO und NO<sub>2</sub> wurden mit dem FTIR gemessen, addiert und im Anschluss wurde nach Gleichung (33) der EI berechnet. Grundsätzlich wird davon ausgegangen, dass sämtliches NO im Abgas zu NO<sub>2</sub> oxidiert<sup>21</sup>, sodass bei der Berechnung die molare Masse von Stickstoffdioxid verwendet wurde. Anders als bei den vorherigen EI fällt auf, dass es keine signifikanten Größenunterschiede zwischen den Betriebspunkten gibt. In Ground-Idle werden weniger Stickstoffoxide als in Take-Off emittiert. Die meisten NO<sub>x</sub>-Emissionen entstehen bei der Verwendung von 100 % HEFA-SAF im Betriebspunkt Take-Off ( $5,60 \pm 0,06$  g/kg). Die geringsten NO<sub>x</sub>-Emissionen wurden in Ground-Idle mit 100 % FT-SPK ( $3,56 \pm 0,04$  g/kg) gemessen.

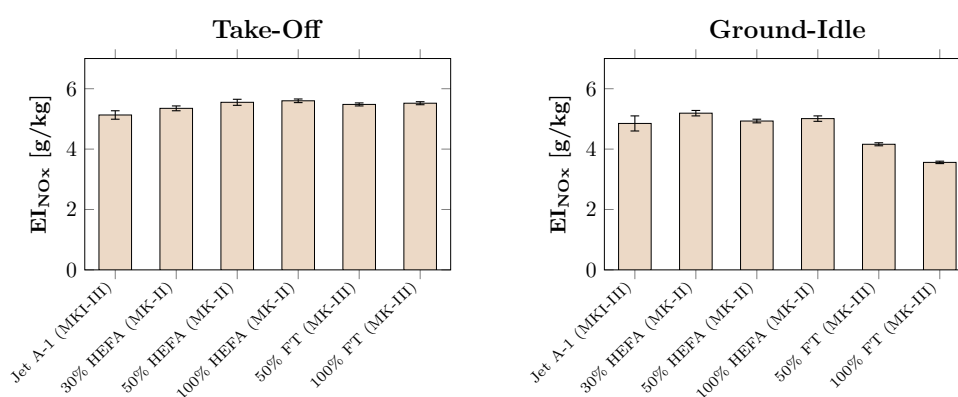


Abbildung 25:  $EI_{NO_x}$  für alle verwendeten Kraftstoffe für Take-Off und Ground-Idle.

Der geringe kraftstoffspezifische Unterschied in der Emissionsmasse pro Kilogramm verbrannten Kraftstoff könnte auf unterschiedliche Anteile des im Kraftstoff gebun-

<sup>21</sup>Diese Methode wird ebenfalls nach der ICAO Annex 16 Vol. II vorgegeben.

denen Stickstoffs zurückzuführen sein. Dabei kann angenommen werden, dass im verwendeten Jet A-1 und HEFA-SAF mehr chemisch gebundener Stickstoff vorhanden ist als beim FT-SPK. Dies würde die geringeren  $\text{NO}_x$ -Emissionen von FT-SPK in GI, jedoch nicht die vergleichsweise hohen  $\text{NO}_x$ -Emissionen in TO ( $5,52 \pm 0,05 \text{ g/kg}$ ) erklären. Genauso könnten sich Unterschiede durch einen veränderlichen Wasserstoffgehalt einstellen, wobei lokal mehr Wärmeenergie aufgrund des leicht höheren Heizwerts der alternativen Kraftstoffe freigesetzt werden könnte.

Die relativ geringen Unterschiede in den  $\text{NO}_x$ -Emissionen für alle Kraftstoffe zwischen Take-Off und Ground-Idle können durch die Direkteinspritzung erklärt werden.  $\text{NO}_x$ -Emissionen entstehen vorrangig unter hohen Temperaturen innerhalb der Brennkammer [70]. Auch längere Verweilzeiten in der heißen Zone sowie höhere Drücke (und die damit einhergehende höheren Reaktionsgeschwindigkeiten) können die  $\text{NO}_x$ -Bildung begünstigen, siehe Abschnitt 3.1.1. In der Brennkammer der Allison 250-C20B wird ein lokal fettes Kraftstoff-Luft-Gemisch erzeugt. Aufgrund des Kraftstoffüberschusses kommt es zu geringeren Flammentemperaturen in der Primärzone, da zum einen der Kraftstoff lokal nicht vollständig umgesetzt werden kann und zum anderen mit der freigesetzten Energie auch der nicht umgesetzte Kraftstoff mit erwärmt werden muss. Die vollständige Oxidation findet unter Zumischung von weiterer Luft statt, was die Flammentemperaturen zusätzlich herabsetzt und die Bildung hoher  $\text{NO}_x$ -Emissionen hemmt.

### 5.1.2 Aldehyde

Wie in Abschnitt 3.1.1 theoretisch hergeleitet, ist Formaldehyd ( $\text{CH}_2\text{O}$ ) eines der wichtigsten Zwischenprodukte bei der Oxidation von Kohlenwasserstoffen<sup>22</sup>. Es kann angenommen werden, dass die Zwischenprodukte Formaldehyd und Acetaldehyd ( $\text{C}_2\text{H}_4\text{O}$ ) im Abgas auf einen Abbruch der Elementarreaktionen zurückzuführen sind. Die Entstehung von Aldehyd-Emissionen sind typisch für Wärmeverluste [61]. Weiterhin kann angenommen werden, dass  $\text{CH}_2\text{O}$  und  $\text{C}_2\text{H}_4\text{O}$  in kalten Zonen oder schlecht durchmischten Bereichen in der Brennkammer nicht vollständig abgebaut werden, siehe Gleichungen (10) bis (13). Würde Formaldehyd weiter reagieren, würde sich daraus ein Formylradikal ( $\text{CHO}^\cdot$ ) bilden, welches im nächsten Schritt zu CO oxidieren würde [58]. Daher kann  $\text{CH}_2\text{O}$  auch als Formylradikal-Vorläufer und damit als CO-Vorläufer definiert werden.

In Abbildung 26 sind  $\text{EI}_{\text{CH}_2\text{O}}$  und  $\text{EI}_{\text{C}_2\text{H}_4\text{O}}$  für Take-Off und Ground-Idle aufgeführt. Für  $\text{EI}_{\text{CH}_2\text{O}}$  ergibt sich ein ähnliches Verhalten wie für die CO- und UHC-Emissionen. Mit steigender Triebwerkslast nehmen die unverbrannten Bestandteile und damit auch die Formaldehyd-Emissionen ab. Das kraftstoffspezifische Ände-

<sup>22</sup>Vereinfacht dargestellt:  $\text{CH}_4 \rightarrow \text{CH}_3 \rightarrow \text{CH}_2\text{O} \rightarrow \text{CHO} \rightarrow \text{CO} \rightarrow \text{CO}_2$

rungsverhalten ist anders als bei den zuvor diskutierten Abgaskomponenten. Zuvor wurde bei  $EI_{CO}$  und  $EI_{UHC}$  mit zunehmenden FT-SPK Anteil weniger Masse emittiert. Im Fall von 100 % FT-SPK bei Take-Off ist dieser Trend nicht ersichtlich. Es verbleiben vergleichsweise ähnlich hohe Emissionen wie mit Jet A-1 im Abgas. Bei der Verbrennung von HEFA-SAF verbleiben im direkten Vergleich die meisten Formaldehyd-Emissionen (50 % HEFA TO:  $0,1 \pm 0,01$  g/kg und 100 % HEFA GI:  $4,1 \pm 0,1$  g/kg). In Teillast ist dieses Verhalten nicht mehr ersichtlich. Mit 100 % FT-SPK ist  $EI_{CH_2O}$  mit  $2,8 \pm 0,02$  g/kg am geringsten. Dieser Wert bestätigt ebenfalls die zur vorher aufgeführte Herleitung, dass  $CH_2O$  als CO-Vorläufer bekannt ist.

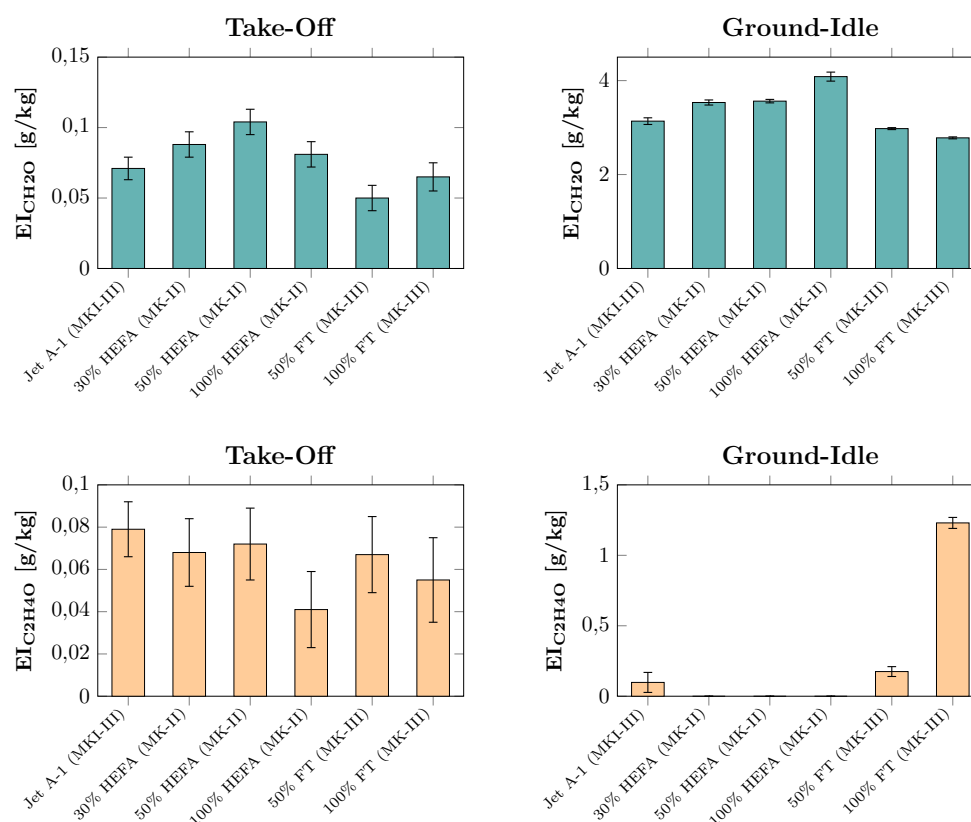


Abbildung 26:  $EI_{CH_2O}$  und  $EI_{C_2H_4O}$  für alle verwendeten Kraftstoffe für die Betriebspunkte Take-Off und Ground-Idle.

Betrachtet man  $EI_{C_2H_4O}$  im unteren Teil der Abbildung 26, ist erkennbar, dass über alle Kraftstoffe hinweg bei TO ähnlich viele Acetaldehyd- wie Formaldehyd-Emissionen auftreten. Ein anderes Verhalten zeigt sich bei der Verbrennung von reinem FT-SPK in GI. Es werden vergleichsweise sehr hohe  $C_2H_4O$  Emissionen ( $1,23 \pm 0,04$  g/kg) gegenüber Jet A-1 ( $0,1 \pm 0,06$  g/kg) emittiert. Für HEFA-SAF konnten keine und für Jet A-1 nur geringe  $C_2H_4O$  Emissionen nachgewiesen werden.

Das höhere Bildungspotential von  $C_2H_4O$  bei FT-SPK unter Teillast könnte auf die Molekülstruktur des Kraftstoffs bei der unvollständigen Verbrennung zurück-

geführt werden. Da kürzere Kohlenwasserstoffketten bei FT-SPK vorliegen als bei den anderen Kraftstoffen, kann angenommen werden, dass im Abgas eher flüchtige und kleinere Zwischenprodukte verbleiben. Jet A-1 und HEFA enthalten komplexere Moleküle und Aromaten, die tendenziell weniger kleine Aldehyde bei einer unvollständigen Verbrennung bilden. Ferner wird vermutet, dass bei der Verbrennung von Jet A-1 und HEFA in den kalten Zonen, während bei FT-SPK  $C_2H_4O$  entsteht, die ringförmigen Moleküle (Jet A-1: Aromaten sowie Cycloalkane, HEFA: Cycloalkane) nicht aufgebrochen werden und dort eher eine PAK-Bildung anstatt einer Aldehyd-Bildung stattfindet. Warum dieser Effekt bei HEFA-SAF (> 80 % n- und iso-Alkane) nicht so signifikant wie beim FT-SPK (>95 % n- und iso-Alkane) auftritt, kann mit den hier aufgeführten Ergebnissen nicht erklärt werden. Die genauen Bildungsmechanismen und Unterschiede dieser Kraftstoffe bei der Bildung der Aldehyde müssten in einer entsprechenden Untersuchung detailliert mit umfangreicheren Messtechniken untersucht werden.

### 5.1.3 Sehr flüchtige und flüchtige organische Verbindungen (VVOC und VOC)

Die hier betrachteten flüchtigen organischen Verbindungen sind Bestandteil der unverbrannten Kohlenwasserstoffe und Bestandteil des FID-Messwerts bzw.  $EI_{UHC}$ , siehe Abschnitt 3.1.1. Es handelt sich bei den gemessenen Verbindungen ausschließlich um 30 ausgewählte C2-C9 Kohlenwasserstoffe. In der nachfolgenden Auswertung wird vereinfacht von flüchtigen Verbindungen gesprochen. Dies inkludiert nicht alle VOC im Abgas, sondern nur die Ozonvorläufer gemäß der EU-Richtlinie [76]. VOC-Emissionen entstehen vorrangig, vergleichbar wie UHC-Emissionen, nach einer unvollständigen Verbrennung primär in kalten Zonen der Brennkammer. Außerdem können VOC durch Pyrolyse entstehen, dort wo wenig Sauerstoff mit hohen Temperaturen vorherrscht ( z. B. in der fetten Primärzone der Brennkammer).

Die VOC-Emissionen wurden mit dem VOC-GC-FID, Funktionsprinzip gemäß Abschnitt 3.3.1, gemessen und quantifiziert. Die Auswertung (Identifizierung und Quantifizierung) der VOC-GC-Chromatogramme wurde für jede Messung einzeln vorgenommen, siehe exemplarischer Vergleich Abbildung 29. Zunächst wurden die Emissionskomponenten anhand des Standards identifiziert und anschließend quantifiziert. Während die Quantifizierung für die meisten Emissionen automatisiert erfolgte, musste für einen Teil der Kohlenwasserstoffe die Quantifizierung aufgrund Übersättigung, z. B. für Acetylen und Ethen, manuell durchgeführt werden. Daher konnte für diese Komponenten keine genaue Abweichung (>50 %) angegeben werden. Es ist jedoch anzunehmen, dass die Konzentrationen von Acetylen und Ethen im Abgas deutlich höher waren. Im Anschluss wurden nach Gleichung (33) die Emissionindizes

der Einzelkomponenten berechnet. Im Sinne einer einfacheren Übersicht sind in diesem Kapitel nicht alle Komponenten aufgeführt, es befindet sich jedoch im Anhang E eine tabellarische Übersicht sämtlicher EI. Da die EI der flüchtigen organischen Verbindungen signifikante Unterschiede zwischen den verwendeten Jet A-1 Kraftstoffen zeigten, sind, anders als bei den Standardemissionen, im Folgenden die Jet A-1 Kraftstoffe der MK aufgeführt. In Abbildung 27 sind die Summen der VOC-EI (linke y-Achse), hier als  $EI_{C_2-C_9}$  bezeichnet, gegenüber dem  $EI_{UHC}$  (rechte y-Achse) aufgetragen.

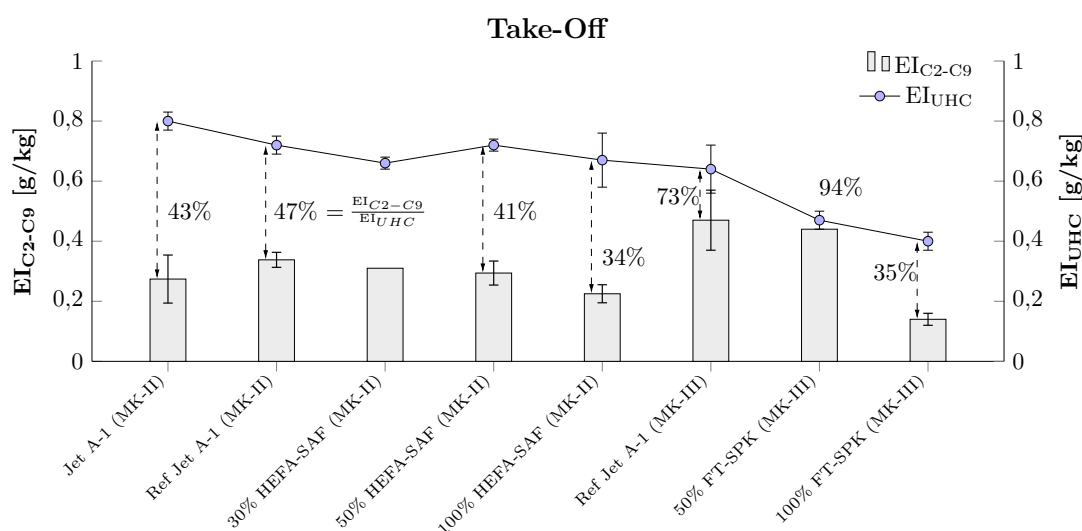


Abbildung 27:  $EI_{VOC}$  für alle verwendeten Kraftstoffe für Take-Off.

In Abbildung 27 ist ersichtlich, dass bei Take-Off die VOC-Gesamtemissionen  $EI_{C_2-C_9}$  von Jet A-1 (MK-II) sowie dem zum Mischen verwendeten Ref Jet A-1 (MK-II) circa die Hälfte (43% sowie 47%) vom  $EI_{UHC}$  betragen. Die EI von Jet A-1 (MK-II) haben einen vergleichsweise großen Fehlerbalken ( $0,27 \pm 0,08$  g/kg), die Werte sind aber vergleichbar mit denen von Ref Jet A-1 (MK-II) ( $0,34 \pm 0,03$  g/kg). Im direkten Vergleich mit dem verwendeten Ref Jet A-1 (MK-III) wird deutlich, warum die Jet A-1 Kraftstoffe differenziert betrachtet werden müssen. Bei der MK-III nimmt die von Jet A-1 emittierten Ozonvorläufer anders als MK-II einen Großteil (73%) an den gesamten unverbrannten Kohlenwasserstoffen ein ( $EI_{C_2-C_9}$ :  $0,47 \pm 0,1$  g/kg gegenüber  $EI_{UHC}$ :  $0,64 \pm 0,08$  g/kg). Erst mit reinem FT-SPK nimmt der Anteil von flüchtigen Emissionen der UHC-Emissionen ab. Dabei ergibt sich für 100% FT-SPK ein  $EI_{C_2-C_9}$  von  $0,14 \pm 0,02$  g/kg gegenüber einem  $EI_{UHC}$  von  $0,40 \pm 0,03$  g/kg und damit ein Gesamtanteil der Ozonvorläufer an den UHC-Emissionen von 34%. Bei einem Vergleich der prozentualen Anteile muss jedoch berücksichtigt werden, dass es sich ausschließlich um die 30 definierten Komponenten und nicht um alle VOC im Abgas handelt. Es könnte auch eine Umverteilung der Verbindungen stattgefunden

haben, welche aufgrund der Methode nicht vom VOC-GC detektiert werden konnten (z. B. 2-Ring-Aromaten). Durch nur eine durchgeführte VOC-GC-Messung bei 30 % HEFA-SAF sowie 50 % FT-SPK konnten für diese Werte keine Fehlerbalken angegeben werden.

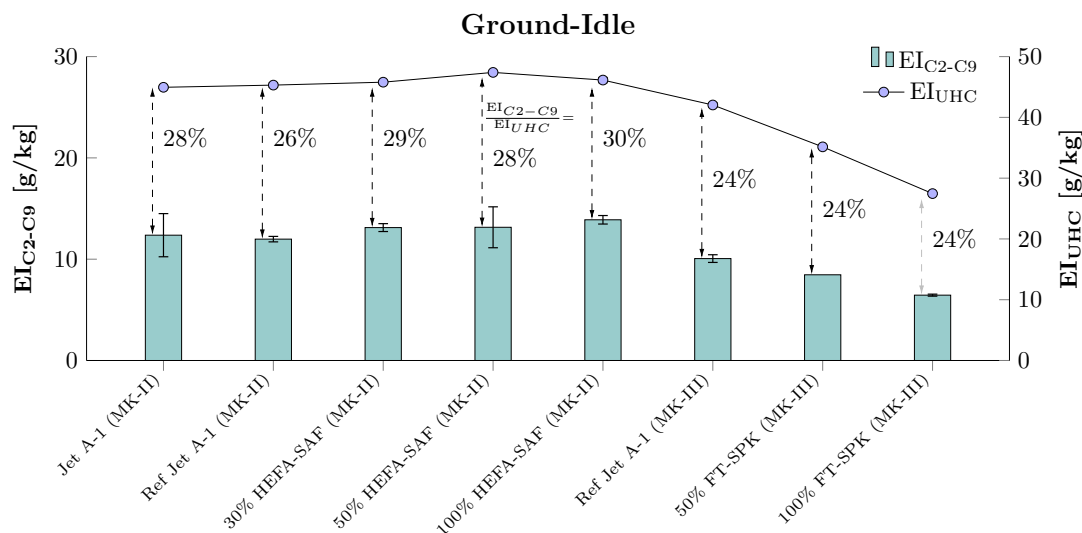


Abbildung 28:  $EI_{VOC}$  für alle verwendeten Kraftstoffe für Ground-Idle.

Auch die VOC-Emissionen zeigen eine Lastabhängigkeit, welche ebenfalls in Abbildung 28 ersichtlich ist. Im Betriebspunkt Ground-Idle gegenüber Take-Off erhöhen sich nicht nur  $EI_{UHC}$  sondern auch  $EI_{C2-C9}$  aufgrund der schlechteren Zerstäubung sowie Durchmischung von Kraftstoff und Luft. Die Verbrennung ist im Vergleich zu Volllast weniger vollständig, wodurch die chemischen Reaktionen beeinflusst werden und unvollständig oxidierte Bestandteile im Abgas zurückbleiben. In Ground-Idle ist, anders als bei Take-Off, ein nahezu paralleles Verhalten zu den UHC-Emissionen, also dem  $EI_{UHC}$  in Abbildung 28, zu sehen.  $EI_{C2-C9}$  für Jet A-1 MK-II ( $12,37 \pm 2,13$  g/kg), Ref Jet A-1 MK-II ( $11,98 \pm 0,27$  g/kg) sowie Ref Jet A-1 MK-III ( $10,06 \pm 0,34$  g/kg) sind in einem vergleichbaren Größenbereich. Wie bei den UHC-Emissionen werden trotz weniger Aromaten im Kraftstoff mehr VOC-Emissionen bei der Verwendung von HEFA-SAF gebildet. Es kann angenommen werden, dass ein signifikanter Anteil der flüchtigen Verbindungen, welche bei der Verbrennung von Jet A-1 entstehen, nicht den 30 Komponenten des VOC-GC entsprechen und demzufolge nicht detektiert wurden. Dies wären z. B. PAK oder sauerstoffhaltige Zwischenprodukte. Weiterhin ist der prozentuale Anteil der Ozonvorläufer an den UHC-Emissionen geringer als bei Take-Off. Im Schnitt beinhaltet  $EI_{UHC}$  bei Jet A-1 sowie HEFA-SAF circa 28 % flüchtige C2-C9 Kohlenwasserstoffverbindungen. Bei FT-SPK verschiebt sich dieser Anteil auf 24 %.

In Abbildung 29 sind drei exemplarische VOC-GC-FID-Chromatogramme aufgeführt. Die Chromatogramme sind mit einem y-Offset versehen, um die Verläufe besser voneinander darstellen zu können. Auf der x-Achse ist die Retentionszeit, auf der y-Achse die Signalstärke aufgetragen. In der Abbildung kann ebenfalls die Komplexität der Auswertung abgeschätzt werden. Es können unter anderem Retentionszeitverschiebungen (Shifts) auftreten. Diese erschweren die Zuordnung von Ausschlägen zu den spezifischen Verbindungen. Außerdem beeinflussen Ausschlag-Verzerrungen die Trennung und Quantifizierung. Ein weiteres Problem kann auftreten, wenn sich zwei oder mehr Substanzen überlappen und somit nicht eindeutig getrennt werden können. Wie in den theoretischen Grundlagen in Abschnitt 3.3.1 erwähnt, werden mit dem VOC-GC-FID ausschließlich Ozonvorläufer nachgewiesen, die höchstens 1-Ring-Aromaten und deren Derivate (wie z. B. Alkylbenzole) umfassen.

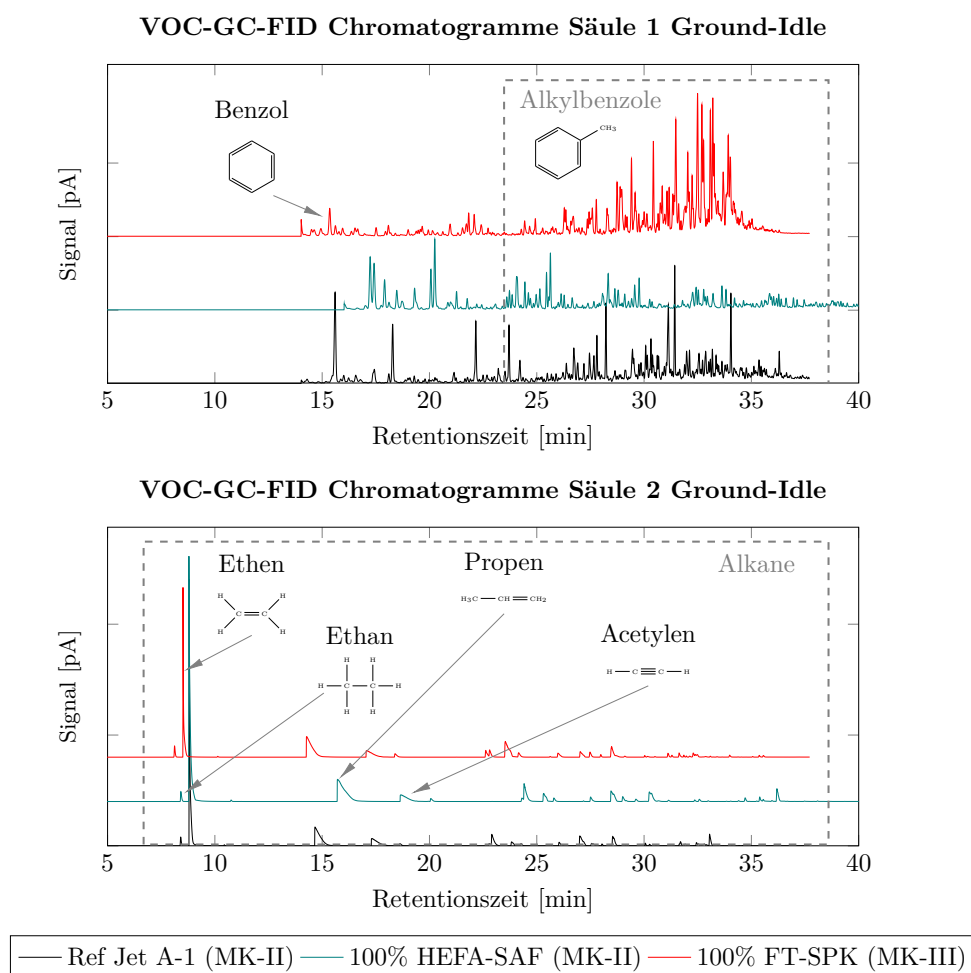


Abbildung 29: VOC-GC-FID-Chromatogramme für Ref Jet A-1, 100 % HEFA-SAF sowie 100 % FT-SPK für Ground-Idle.

Im oberen Abschnitt der Abbildung 29 befindet sich das Chromatogramm der Säule 1 im Ground-Idle Betrieb. Diese Säule ist für die VOC bzw. ringförmigen Kohlenwasserstoffe ausgelegt. Darunter befinden sich die Chromatogramme der Säule 2, welche für die Trennung der VVOC bzw. Alkane optimiert wurde. Für die vorliegende Gegenüberstellung wurde ausschließlich der Betriebspunkt Ground-Idle gewählt, da die Konzentrationen gegenüber TO deutlich höher waren und die Zusammensetzung dieser Emissionen entscheidend für die LAQ in Flughafennähe ist. Für alle Kraftstoffe ergeben sich vergleichbare Chromatogramme mit Unterschieden in der Konzentration (bzw. der Signalstärke). Ref Jet A-1 weist z. B. ein höheres Signal bei Ethen, einem sehr flüchtigen Kohlenwasserstoff, auf. Die erkennbaren Abweichungen bei den VVOC (Säule 2) können jedoch mit der Übersättigung der Säule erklärt werden. Betrachtet man Propen sowie Acetylen fällt auf, dass die Signalstärke und damit die Konzentration vergleichbar groß sind. Auf Säule 1, im oberen Bereich der Abbildung 29, lassen sich ausgeprägtere Unterschiede feststellen. Die Verbrennung von Jet A-1 zeigt gegenüber 100 % HEFA-SAF deutlich mehr Rückstände von alkylierten Benzolen, während reines HEFA mehr Benzol aufweist. Bei 100 % FT-SPK fällt auf, dass bei der Verbrennung dieses Kraftstoffs deutlich mehr Alkylbenzole als andere Bestandteile im Vergleich zu HEFA-SAF und Jet A-1 im Abgas verbleiben. Dies überrascht, da in der bereits aufgezeigten EI-Darstellung die Gesamtemissionen bei 100 % FT-SPK geringer sind als bei HEFA-SAF und Jet A-1.

Die Abweichung zwischen den gezeigten exemplarischen Chromatogrammen und den zuvor berechneten Gesamt-VOC-Emissionen zeigt eine Schwäche der Messmethode auf. Bei wenigen Datensätzen bzw. durchgeführten VOC-GC-FID-Messungen, aufgrund begrenzter Kraftstoffkapazitäten und damit Betriebszeiten der Allison 250-C20B, können wegen der sich leicht unterscheidenden Beprobung und Auswertung zwischen den Kampagnen bereits kleine Unterschiede einen signifikanten Einfluss auf den Vergleich haben. Bei der Gegenüberstellung der Ergebnisse ist zu berücksichtigen, dass eine zuverlässige Quantifizierung der Messdaten im Falle einer Übersättigung der Trennsäule nicht gewährleistet ist. Da das VOC-GC für typische Konzentrationen bei Umgebungsmessungen aufgebaut und nicht für die Verwendung der direkten Abgasmessung ausgelegt wurde, lagen einige flüchtige Substanzen in zu hohen Konzentrationen vor. Um die VOC-GC-FID Ergebnisse zu validieren und einen ganzheitlichen Überblick der gasförmigen Emissionen zu bekommen, werden im nachfolgenden Abschnitt weitere Messmethoden vorgestellt und analysierte Abgasbestandteile aufgeführt.

### 5.1.4 Aromatische Verbindungen und PAK

#### GC-MS

Über die definierten Ozonvorläufer hinaus kann es für die Bewertung gesundheitlicher aber auch umwelttechnischer Aspekte sinnvoll sein, auch Mehr Ringsysteme im Abgas weiter zu untersuchen. Weiterhin sind die PAK für die Rußbildungsprozesse von entscheidender Bedeutung, da PAK, welche aus mindestens zwei verbundenen aromatischen Ringsystemen bestehen, Vorläufer zur nvPM-Bildung sind, siehe Abschnitt 3.1.2. Änderungen in der Gasphase bzw. in den emittierten aromatischen Verbindungen beeinflussen damit unmittelbar die im Abgas gebildeten Partikel.

In Abbildung 30 sind drei exemplarische GC-MS-Chromatogramme aufgeführt. Da ausschließlich in MK-III Proben für diese Art der Analyse entnommen wurden, können ausschließlich Jet A-1 und FT-SPK gegenüber gestellt werden.

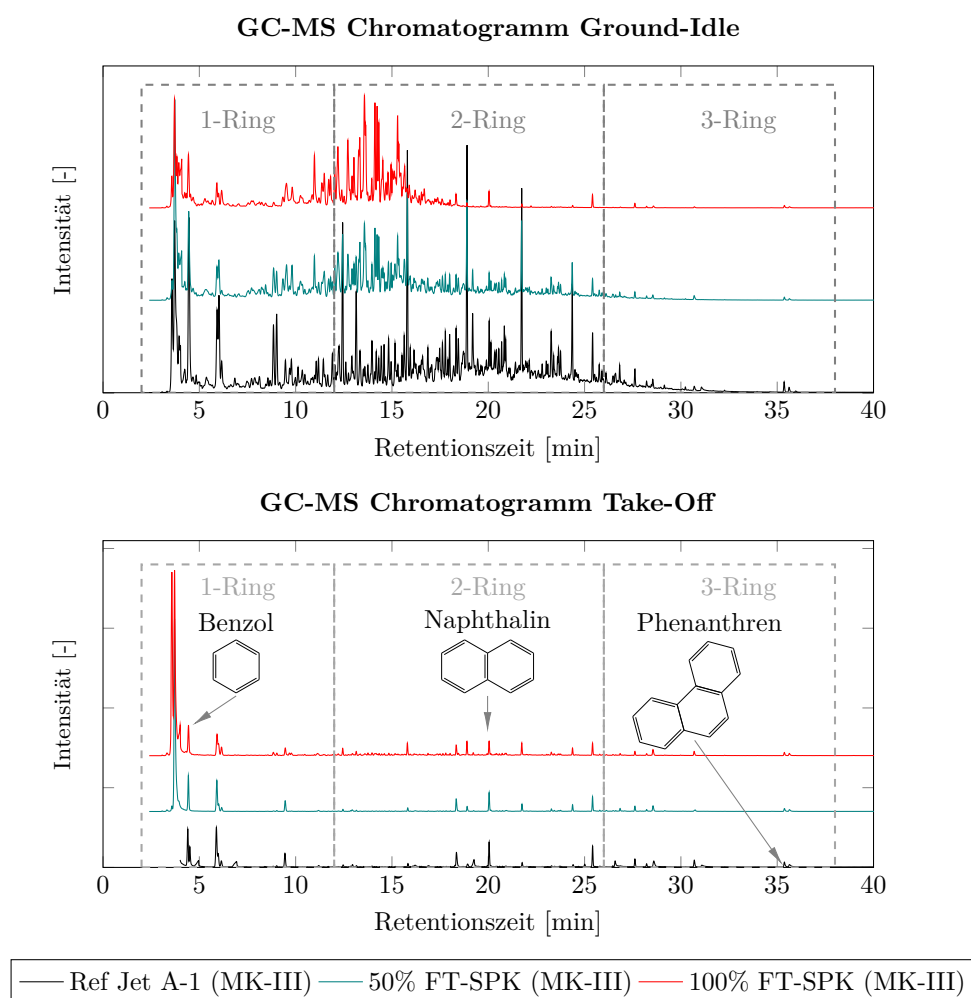


Abbildung 30: GC-MS Chromatogramme für Ground-Idle und Take-Off für Jet A-1, 50 % und 100 % HEFA-SAF.

Die Chromatogramme sind, wie bei der Darstellung der Daten vom VOG-GC-FID, mit einem y-Offset versehen, um die Verläufe besser vergleichen zu können. Auf der x-Achse befindet sich die Retentionszeit, auf der y-Achse die Intensität, welche durch das Massenspektrometer bestimmt wurde. Der relative Vergleich der Chromatogramme lässt Tendenzen der Emissionsbildung erkennen. Dabei beginnt das Chromatogramm an der Stelle, an der beim VOC-GC-FID-Chromatogramm die Nachweisgrenze für flüchtige Verbindungen auf Säule 1 erreicht wurde: bei den 1-Ring-Aromaten. Aufgrund der Messmethode konnten die sehr flüchtigen Kohlenwasserstoffe nicht nachgewiesen werden<sup>23</sup>. Grundsätzlich können für alle Kraftstoffe in GI gegenüber TO deutlich mehr und komplexere aromatische Verbindungen im Abgas nachgewiesen werden. Ebenfalls ist die PAK-Bildung (2-Ringe und höher) hier deutlich ausgeprägter. Dies spiegelt das bereits ausführlich diskutierte betriebspunktabhängige Emissionsverhalten der Allison 250-C20B wider. Beim Vergleich zwischen Jet A-1 und FT-SPK fällt auf, dass ein Mischungsverhältnis von 50 % die Anzahl an 2-Ring-Aromaten und damit an Rußvorläufern reduzieren kann. Die Verbrennung von 100 % FT-SPK führt zu einem Chromatogramm, welches weniger große aromatische Verbindungen aufweist. Die GC-MS-Chromatogramme zeigen bezogen auf die 1-Ring-Aromaten ein anderes Verhalten als die VOC-GC-FID-Chromatogramme. Bei Abbildung 29 bilden sich bei der Verbrennung von Jet A-1 weniger, bei Abbildung 30 deutlich mehr 1-Ring-Aromaten aus. Die Abweichung zwischen den Methoden könnte auf eine unzureichende Anzahl an Wiederholungsmessungen des VOC-GC zurückzuführen sein.

Zusammenfassend lässt sich festhalten, dass der relative Vergleich der GC-MS-Chromatogramme die Veränderungen in der Gasphase bei der Nutzung von alternativen Kraftstoffen gut darstellt. Durch diese Messmethode lässt sich eine Reduktion der Rußpartikel aus der Gasphase heraus erkennen.

## REMPI-TOF-MS

Nachfolgend werden die Messergebnisse des REMPI-TOF-MS dargestellt. Da dieses Messgerät ausschließlich bei MK-III verwendet wurde, können nur Ergebnisse von Jet A-1 und FT-SPK dargestellt werden. Ein großer Vorteil bei der Verwendung vom REMPI-TOF-MS ist, dass u.a. Aromaten online nachgewiesen werden können und sich durch die Messmethode keine lange Analysezeiten wie beim VOC-GC-FID und GC-MS einstellen. Das System wurde in die Messungen eingebunden, um mögliche Rußvorläufer nach der Verbrennung im Abgas zu detektieren. Daher liegt der Fokus der Auswertung auf den ersten drei aromatischen Ringen mit unterschiedlichen molaren Massen zur Detektion: Benzol (78,11 g/mol), Naphthalin (128,17

<sup>23</sup>VVOC können nicht effektiv durch Adsorber-Röhrchen aufgenommen werden, weil sie aufgrund ihrer extrem hohen Flüchtigkeit nur schlecht am Adsorbentmaterial haften bleiben.

g/mol), Phenanthren (178,23 g/mol) und Anthracen (178,23 g/mol). Die Ergebnisse konnten bis dato noch nicht mit Standardreferenzen verglichen werden, um eine Quantifizierung durchzuführen. Nachfolgend werden daher die Veränderungen jeder aromatischen Struktur über alle Betriebspunkte verglichen, da ein Vergleich der gleichen Ringstrukturen auch ohne Referenzmessungen möglich ist<sup>24</sup>.

In Abbildung 31 sind die Massenspektren bei der Verbrennung von Ref Jet A-1 (MK-III) und 100 % FT-SPK (MK-III) exemplarisch aufgeführt. Auf der x-Achse befindet sich das Masse zu Ladungsverhältnis ( $m/z$ ), auf der y-Achse das Analogsignal des Detektors. Da Moleküle mit unterschiedlicher Strukturformel annähernd gleiche molare Massen (z. B. 44 g/mol) aufweisen können (wie z. B.  $C_3H_8$ ,  $C_2H_4O$ ,  $CO_2$ ,  $CN_2H_4$ ), obwohl ihre exakten molaren Massen aufgrund unterschiedlicher Atomgewichte minimal variieren, müssen die Signale streng voneinander getrennt analysiert werden. In der vorliegenden Arbeit lag der Schwerpunkt jedoch nicht auf der gesamten Analyse der MS-Daten, sodass die oben aufgeführten Ring-Aromaten und deren Massen als primäres Ziel für den Vergleich definiert worden sind.

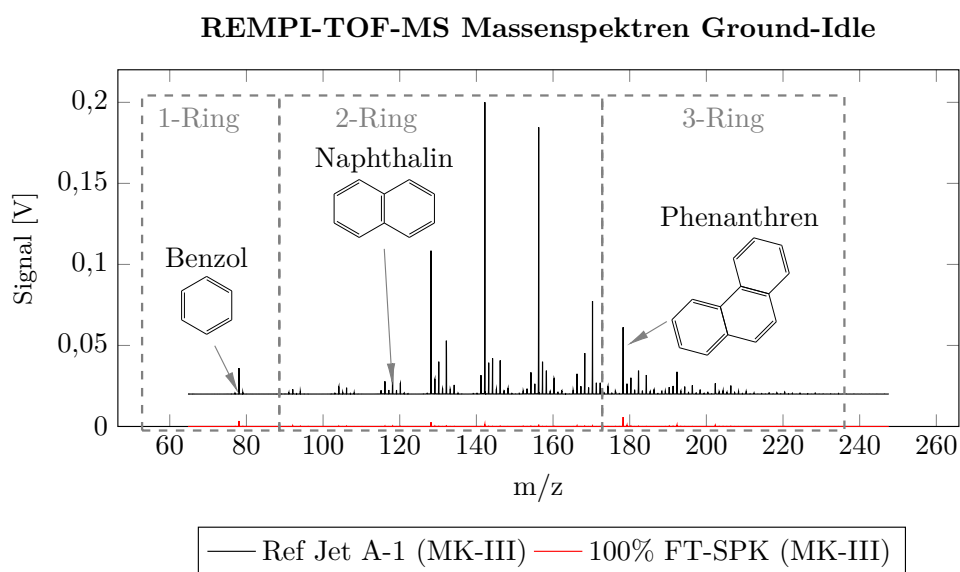


Abbildung 31: REMPI-TOF-MS Massenspektren für Jet A-1 sowie 100 % FT-SPK in Ground-Idle für 1-, 2- und 3-Ring-Aromaten.

Abbildung 32 zeigt, dass alle ringförmigen Aromaten in GI relativ betrachtet in höherer Konzentration gebildet werden. Dies gilt sowohl für Ref Jet A-1 (MK-III) als auch für 100 % FT-SPK (MK-III). Mit zunehmender Last reduzieren sich aufgrund der besseren Zerstäubungs- und Verbrennungsbedingungen in der Brennkammer sämtliche aromatische Verbindungen. Im direkten Vergleich zwischen Jet A-1 und FT-SPK fällt auf, dass durch die Verwendung des aromatenfreien Kraftstoffs in

<sup>24</sup>Wird das identische Spektrum verglichen, können für die dazugehörigen aromatischen Verbindungen Reduktionspotentiale unabhängig von der Konzentration angegeben werden.

Ground-Idle eine Größenordnung weniger 1- 2- und 3- Ring-Aromaten im Abgas verbleiben. Dies bestätigt die zuvor diskutierten Ergebnisse der CO-, UHC-, VVOC- und VOC-Emissionen. Darüber hinaus kann angenommen werden, dass sich das Verhältnis der Aromaten untereinander verschiebt. Dies kann mit den vorliegenden Daten nicht nachgewiesen sondern nur angenommen werden. Die GC-MS-Daten untermauern diese Annahme und zeigen Unterschiede in der Komplexität der aromatischen Verbindungen.

Die 1-Ring-Aromaten reduzieren sich bei der Verwendung von FT-SPK gegenüber Jet A-1 um 78,8 % in GI. Bei den 2-Ring-Aromaten beträgt das Reduzierungspotential in GI 97,0 %, bei den 3-Ring-Aromaten 85,9 %. Generell sind die Reduktionen mit FT-SPK bei den 2-Ring-Aromaten für alle Betriebspunkte am Größten (immer über 90 %).

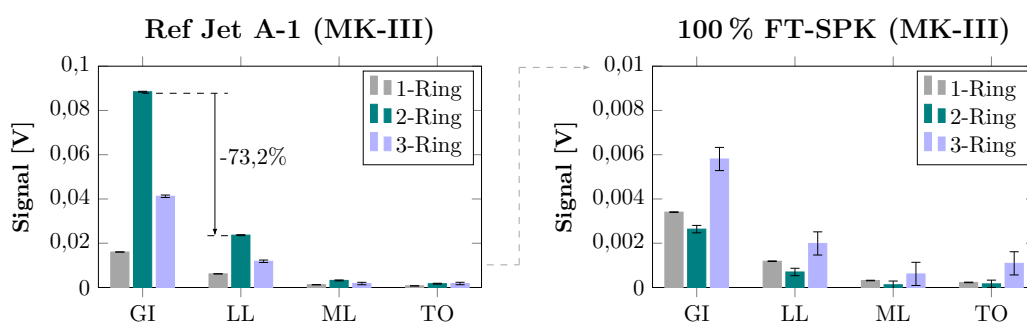


Abbildung 32: Darstellung der Signalstärke des REMPI-TOF-MS für den relativen Vergleich der Messung der Aromaten für die unterschiedlichen Betriebspunkte bei der Verbrennung von Jet A-1 sowie 100 % FT-SPK.

Zusammenfassend betrachtet hat die Verwendung von aromatenfreien Kraftstoffen einen unmittelbaren Einfluss auf die Bildung von aromatischen Kohlenwasserstoffen. Dennoch konnten bei 100 % FT-SPK und 100 % HEFA-SAF Aromaten im Abgas gemessen werden, obwohl diese nicht im Kraftstoff enthalten sind. Dies veranschaulicht den Entstehungsprozess sämtlicher Schadstoffe bei der Verbrennung. Besonders deutlich wird dabei die Bildung der Rußvorläufer. Der Prozess beginnt mit der thermischen Zersetzung der Kraftstoffe. Daran schließen sich chemische Elementarreaktionen an, in deren Verlauf aromatische Verbindungen entstehen. Im weiteren Verlauf bilden sich größere PAK. Diese dienen schließlich als Ausgangspunkt für die Bildung von Rußpartikeln durch Anlagerung bzw. Nukleation.

## 5.2 Partikelförmige Emissionen

Wie bereits im Abschnitt 5.1 ausgeführt, bilden sich Rußpartikel aus der Gasphase heraus. Nichtflüchtige Partikel bilden sich hauptsächlich in der Primärzone der Brennkammer innerhalb und nahe des Kraftstoffsprühstrahls aus. Der Kraftstoff liegt hier in hoher Konzentration vor und die Vermischung mit der Luft ist noch nicht ausreichend abgeschlossen. Dort entstehen durch Nukleation aus PAK zuerst kleine Rußpartikel. Diese können im Anschluss agglomerieren und so größere Partikel ausbilden. Darüber hinaus kann durch eine zusätzliche Verdünnung bei ausreichend hohen Temperaturen im Nachgang Ruß nachoxidiert werden, siehe Abschnitt 3.1.2. Aufgrund der Druckzerstäubung und der damit verbundenen inhomogenen Gemischbildung sowie der begrenzten Aufenthaltszeit in der Primärzone ist beim untersuchten Wellenleistungstriebwerk diese Nachoxidation nicht bzw. nur im geringen Umfang möglich.

In diesem Kapitel werden zuerst die nvPM Anzahlkonzentrationen dargestellt und für alle Messkampagnen diskutiert. Daran schließen sich Analysen zur Partikelgrößenverteilung, Rußmasse und Rußmorphologie an, um einen gesamttheitlichen Überblick über die vorhandenen partikelförmigen Emissionen zu geben.

### 5.2.1 Partikelanzahlkonzentration

Die Anzahlkonzentrationen wurden mit dem CPC gemessen, gemäß Norm für auftretende Verluste korrigiert (siehe Abschnitt 3.5.2) und der Emissionsindex nach Gleichung (37) berechnet. Dass eine Korrektur für den Messaufbau erfolgt ist, kann in Abbildung 33 an der linken y-Achse durch die Beschriftung  $El_{numEP10}$  erkannt werden. Die Abkürzung EP10 steht dabei für die größenabhängige Korrektur zum Triebwerksauslass (Exit Plane) von Partikeldurchmessern von 10 bis 1000 nm, wobei gemäß Norm nur die untere Grenze des Durchmessers angegeben wird. Weiterhin sind in der Abbildung die verwendeten Kraftstoffe auf der x-Achse sowie das H/C-Verhältnis auf der rechten y-Achse aufgetragen.

In Abbildung 33 erkennt man eine vergleichbare Charakteristik wie bei den gasförmigen Emissionen. Dieses Verhalten ist zu erwarten, da sich nvPM aus der Gasphase heraus bilden. Weniger Rußpartikel bedeuten auch eine vollständigere Verbrennung bzw. Oxidation der Kraftstoffe. Dies kann durch mehrere Faktoren beeinflusst werden. Ein Hauptfaktor ist in der Technologie der Brennkammer bzw. in den Betriebsparametern dieser zu verorten.

Die physikalischen Größen am Eintritt in die Brennkammer sowie die Kraftstoffaufbereitung ändern sich abhängig vom Betriebspunkt der Allison 250-C20B. In Teillast (GI und LL) werden nicht nur höhere CO-, UHC-, VOC- und PAK-Emissionen

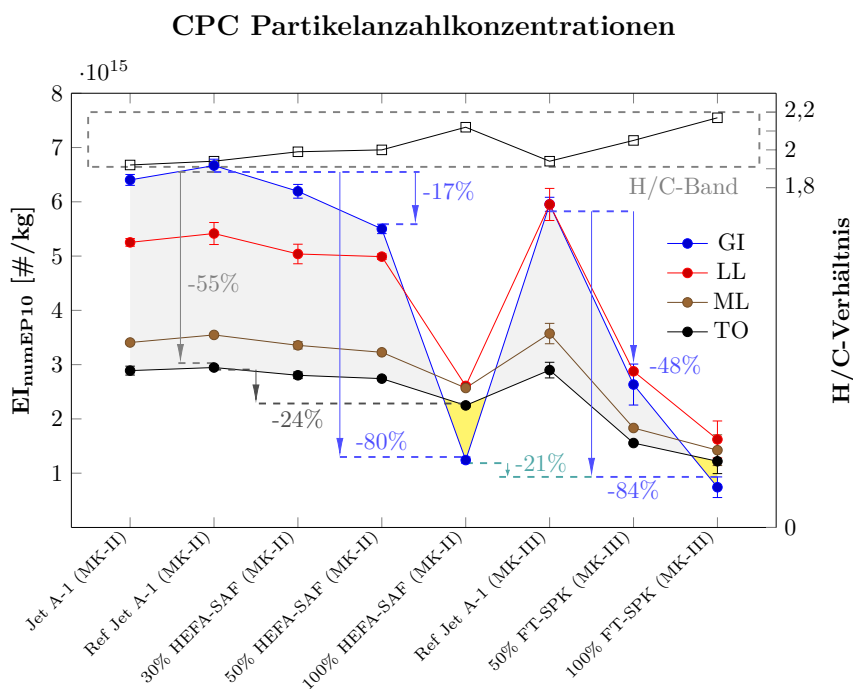


Abbildung 33:  $EI_{\text{numEP10}}$  für alle verwendeten Kraftstoffe und Betriebspunkte.

ausgestoßen, vergleiche Abschnitt 5.1, sondern auch als Folge daraus höhere Partikelanzahlkonzentrationen. In Teillast treten weniger, aber dafür größere Kraftstofffragmente in die Primärzone ein, welche mehr Zeit für die vollständige Reaktion benötigen und bis zum Brennkammeraustritt nicht vollständig oxidiert werden können. Bei Volllast (TO) führt der höhere Kraftstoffförderdruck zu einer besseren Gemischaufbereitung (kleinere Tropfen), was in einer schnelleren Umsatzrate und einer höheren Flammentemperatur resultiert. Dadurch ist die Verbrennung vollständiger, sodass weniger CO-, UHC-, VOC- und PAK-Emissionen im Abgas verbleiben. Dies spiegelt sich auch unmittelbar in den EI der nvPM wider. Beispielsweise werden bei der Verwendung von regulärem Jet A-1 (hier Vergleich Ref Jet A-1 (MK-II)) zwischen GI und TO als Folge 55% weniger Partikel pro umgesetzten Kraftstoff emittiert. Das Verhalten der Betriebspunktabhängigkeit der Rußemissionen ist für alle Jet A-1 Kraftstoffe und die Blends gleich. Wird dagegen reines HFEA-SAF bzw. FT-SPK verbrannt, kehrt sich das Verhalten um, sodass anteilmäßig weniger Rußpartikel in GI als in TO ausgestoßen werden. Dieser Effekt ist als gelbe Fläche in Abbildung 33 dargestellt.

Die nvPM-Anzahlkonzentrationen werden darüber hinaus maßgeblich durch den Typ und die chemische Zusammensetzung des verwendeten Kraftstoffs beeinflusst. Wie in Abbildung 33 ersichtlich, ändert sich mit einem höherem H/C-Verhältnis der  $EI_{\text{numEP10}}$  signifikant. Dies liegt nicht nur am höheren Wasserstoffanteil der Kraftstoffe, sondern an der Gesamtzusammensetzung, siehe Abschnitt 4.3.2. Fehlende

Aromaten und Cycloalkane tragen wesentlich zu einer saubereren Verbrennung bei. Dabei wird unter „sauber“ hier die verminderte Anzahl von nvPM verstanden. Eine Beimischung von 50 % HEFA reduziert die auf ein Kilogramm verbrannten Kraftstoff bezogenen Rußpartikelanzahlemissionen um 17 % in GI im Vergleich zu reinem Jet A-1 (hier: Ref Jet A-1 (MK-II)). Die Ergebnisse zeigen, dass bei der Verbrennung von FT-SPK mit einem Mischungsverhältnis von 50/50 sich die nvPM-Anzahlkonzentration um 48 % reduzieren lässt. Dies verdeutlicht auch ein direkter Vergleich der reinen aromatenfreien Kraftstoffe: Bei der Verbrennung von 100 % FT-SPK wird weniger Ruß emittiert als bei 100 % HEFA-SAF. In Ground-Ilde ergibt sich z. B. für FT-SPK ein  $EI_{GI_{numEP10}}$  von  $7,41 \cdot 10^{14} \pm 1,9 \cdot 10^{14}$  und für HEFA-SAF ein  $EI_{GI_{numEP10}}$  von  $1,24 \cdot 10^{15} \pm 8,7 \cdot 10^{13}$ . Der Vergleich aller verwendeter Kraftstoffe zeigt, dass die Beimischung von FT-SPK den größten Einfluss auf die Anzahlkonzentration der nvPM-Emissionen hat. Damit bieten Kraftstoffe, welche ausschließlich aus n- und iso-Alkanen bestehen, das größte Partikelreduktionspotential.

Die Partikelverluste wurden gemäß Norm korrigiert, allerdings muss diese Korrektur differenziert betrachtet werden, da bei dieser Methode nur Partikel ab einem Durchmesser von 10 nm berücksichtigt worden sind. Da die Verluste mit kleiner werdendem Partikeldurchmesser stark ansteigen, kann nicht ausgeschlossen werden, dass die Fraktion ( $d_p < 10$  nm) bei der größenabhängigen Korrektur und anschließenden Darstellung unterrepräsentiert dargestellt wurde. Es kann nicht mit abschließender Sicherheit beurteilt werden, ob das CPC sämtliche Partikel im unteren Größenbereich zuverlässig detektiert hat. Zwar weist der Kondensationspartikelzähler eine Zähleffizienz von 50 % bei  $d_p$  von 4,58 nm und 90 % bei  $d_p$  10,60 nm auf, jedoch könnten genau in diesem unteren Messbereich die nvPM-Emissionen der alternativen Kraftstoffe gelegen haben. Daher werden im nachfolgenden Abschnitt die Größenverteilungen herangezogen, um das ausgeprägte Reduzierungsverhalten der nvPM-Emissionen bei der Verwendung der alternativen Kraftstoffe noch detaillierter erklären zu können.

### 5.2.2 Größenverteilungen sowie Rußpartikeldurchmesser

Mit der Partikelanzahlgrößenverteilung lassen sich die charakteristischen Kenngrößen eines vermessenen Aerosols darstellen, siehe Abschnitt 3.3.2. Daher wird im Folgenden der Schwerpunkt auf die Auswahl der geeigneten Messmethoden und der damit verbunden Emissionsdarstellung gelegt (MK-I). Daran schließt sich eine detailliertere Diskussion der PNSD bei der Verwendung von alternativen Kraftstoffen an (MK-II und MK-III).

## Vergleich der Messtechnik für die Partikelgrößenverteilung

Bei MK-I lag der Schwerpunkt vor allem auf dem Messaufbau und einem Vergleich der unterschiedlichen Messmethoden. Die Kampagne diente vor allem dazu, die geeignetsten Messtechniken für die partikelförmigen Emissionen festzulegen. Aus Tabelle 3 wurde ersichtlich, dass drei PNSD-Messgeräte (SMPS, DMS, AAC) für die Experimente verwendet wurden. Eine detaillierte Beschreibung der Funktionsprinzipien befindet sich in Abschnitt 3.3.2. Im Folgenden werden die Vor- und Nachteile bezogen auf die Abgasanalyse am Wellenleistungstriebwerk diskutiert.

Abbildung 34 zeigt die durch die drei Messgeräte ausgegebenen Größenverteilungen des Triebwerksaerosols. Die abgebildeten Datensätze sind zur einfacheren Veranschaulichung nicht nach Verlusten korrigiert worden. Für den Vergleich wurde ein identischer Aufbau und gleiche Leitungslängen verwendet, um die auftretenden Transportverluste im vergleichbaren Größenbereich zu halten. Das SMPS und DMS zeigen aufgrund eines vergleichbaren Messprinzips (elektronischer Mobilitätsdurchmesser) vergleichbare Ergebnisse für die Betriebspunkte der Allison 250-C20B. Der GMD, welcher vom DMS gemessen wurde, ist über alle Lastzustände hinweg größer als der Partikeldurchmesser, der vom SMPS bestimmt wurde. Ungeachtet des unterschiedlichen Messprinzips des AAC, welches den aerodynamischen Durchmesser erfasst, bleibt der Trend der Durchmesser vergleichbar. Der GMD steigt bei höheren Betriebspunkten des Triebwerks.

Der Vergleich verdeutlicht, dass sich der mittlere Durchmesser der Rußpartikel von GI nach TO ungefähr um den Faktor zwei vergrößert. Bei Messungen mit dem SMPS liegt die PNSD-Mode für GI bei ca.  $35 \pm 1,7$  nm und für TO bei  $62 \pm 1,5$  nm. Für das DMS ergeben sich für GI  $37 \pm 1,7$  nm und für TO  $65 \pm 1,5$  nm. Des Weiteren zeigen sich Unterschiede in den Amplituden der PNSD zwischen GI, LL, ML und TO. Mit dem SMPS liegt das PNSD-Maximum aller Scans bei ca.  $0,7 \cdot 10^8 \pm 2,7 \cdot 10^6$ , während das Maximum des DMS von  $1,3 \cdot 10^8 \pm 1,0 \cdot 10^7$  auf  $1,7 \cdot 10^8 \pm 3,2 \cdot 10^6$  mit höherer Triebwerkslast zunimmt. Die dargestellten Ergebnisse sind vergleichbar mit bereits durchgeführten Studien an Wellenleistungstriebwerken [110].

Des Weiteren lässt sich ein Anstieg in der Partikelanzahlkonzentration erkennen, welche durch die Fläche unterhalb der Größenverteilung bestimmt werden kann. Die Partikelanzahlkonzentration des DMS ist über alle Triebwerkslastpunkte hinweg etwa 50 % höher als die des SMPS (z. B. bei Idle: DMS:  $8,8 \cdot 10^7 \pm 1,9 \cdot 10^6$  und SMPS:  $4,5 \cdot 10^7 \pm 1,6 \cdot 10^6$ ). Ein vergleichbares Verhalten der höheren Gesamtanzahlkonzentration wurde auch in anderen Studien beobachtet [111, 112]. Die AAC Anzahlkonzentrationen sind für GI am niedrigsten ( $3,4 \cdot 10^7 \pm 1,1 \cdot 10^6$ ). Das AAC konnte aufgrund des Messprinzips keine Partikel kleiner 25 nm detektieren, daher enden die Größenverteilungen bei diesem Durchmesser. Die Verschiebung der Mode ist eben-

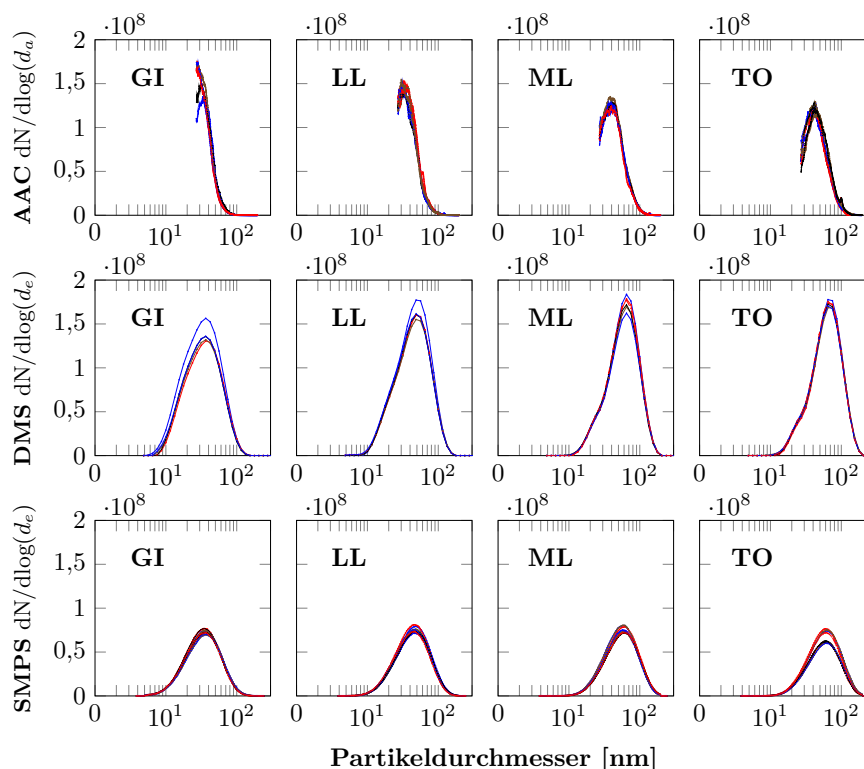


Abbildung 34: PNSD Vergleich der Messgeräte SMPS, DMS sowie AAC über alle Betriebspunkte mit Jet A-1 (MK-I).

falls in den AAC-Daten zu erkennen, wobei die Werte sich in einer anderen Größenordnung ändern (Idle:  $29 \pm 1,2$  nm, Take-Off:  $42 \pm 1,4$  nm). Das Maximum der PNSD ist vergleichbar und liegt im Bereich der SMPS- und DMS-Daten, jedoch gibt es eine abnehmende Amplitude von niedrigeren zu höheren Lastpunkten von  $1,5 \cdot 10^8 \pm 1,2 \cdot 10^7$  bis  $1,2 \cdot 10^8 \pm 5,5 \cdot 10^6$ .

Zusammenfassend zeigt Abbildung 34 Trends einer einmodalen lognormalen Verteilung. Hinweise auf eine Ausbildung flüchtiger Partikel, welche durch Nukleation (Partikeldurchmesser  $< 10$  nm) im Abgas verursacht werden können, sind in den PNSD nicht zu erkennen. In der vom DMS gemessenen PNSD treten bei den Betriebspunkten ML und TO Ansätze von doppelmodalen Verteilungen auf. Im Vergleich zu anderen Experimenten [28, 27, 26] wurden im entnommenen Abgas innerhalb des Probenahmesystems keine flüchtigen PM vermessen. Flüchtige Partikel würden zu deutlich sichtbareren und markanteren doppelmodalen Verteilungen führen. Diese Verteilungen treten aber vorrangig weiter stromab der Triebwerksaustrittsebene auf, wenn die Abgasbestandteile wie Wasserdampf oder andere Emissionskomponenten an Rußvorläufern oder Umgebungspartikeln kondensieren [26].

Die markanten Unterschiede zwischen den Partikelanalytoren lassen sich durch das Messprinzip erklären, siehe Abschnitt 3.3.2. Das AAC klassifiziert Aerosolpartikel unabhängig von ihrem Ladezustand basierend auf der Relaxationszeit bzw. dem aerodynamischen Durchmesser [113]. Frühere Studien zeigen, dass die effektive Dichte und Massen-Mobilitäts-Exponenten mit der Laststufe des Triebwerks steigen [114]. Die Änderung in der Dichte der Rußpartikel könnte für die Reduktion der Amplitude der AAC-PNSD verantwortlich sein.

Die Messungen mit den drei Partikelanalytoren zeigte, dass die Wahl des geeigneten Messprinzips stark von der Fragestellung abhängt. Während das SMPS und DMS ideal für die Charakterisierung von kleinen Rußpartikeln in Bezug auf ihre elektrische Mobilität sind, bietet das AAC eine wertvolle Ergänzung durch die Berücksichtigung der aerodynamischen Eigenschaften. Die Kombination dieser drei Systeme erlaubt eine umfassende Analyse der Partikeldurchmesser und gibt wichtige Einblicke in die physikalischen Eigenschaften und das Verhalten der Aerosole im Abgas. Aufgrund des limitierten Messbereichs sowie den langen Messzeiten (1 Scan circa 5 Minuten) wurde auf weitere Messungen mit dem AAC verzichtet, da für MK mit begrenzten Kraftstoffkapazitäten eine schnelle Analyse erforderlich war.

Zwar ist das Messprinzip beim SMPS und DMS ähnlich, jedoch gibt es bei der Betrachtung aufgrund der sich unterscheidenden Ladung, Kalibrierung sowie Quantifizierung große Unterschiede bei den Anzahlkonzentrationen. Die Moden der PNSD sind gut vergleichbar, dennoch sind die Anzahlkonzentrationen beim DMS doppelt so hoch wie beim SMPS. Dies ist auch in Abbildung 34 eindeutig erkennbar. Durch die besser nachvollziehbare Aufladung sowie Quantifizierung über das CPC werden die nachfolgenden PSD des SMPS diskutiert.

### **Partikelgrößenverteilungen alternativer Kraftstoffe**

In Abbildung 35 sind die mit dem SMPS gemessenen PNSD mit farbigen Fehlerbändern für GI und TO bei der Verwendung von regulärem Jet A-1, HEFA-SAF sowie FT-SPK aufgeführt. Zum einen wird ersichtlich, dass die alternativen Kraftstoffe die Rußpartikelanzahlkonzentrationen deutlich reduzieren und damit die CPC-Messungen widerspiegeln. Zum anderen wird klar, dass sich der Partikeldurchmesser bzw. die Mode der Größenverteilung nicht nur abhängig vom Betriebspunkt sondern auch durch Verwendung der alternativen Kraftstoffe ändert. Es bilden sich mit zunehmenden HEFA- und FT-Anteil weniger und kleinere Rußpartikel aus.

**Betriebspunktabhängige Änderungen der Partikeleigenschaften:** Für das SMPS ergibt sich bei Jet-A1 (MKI-III) ein GMD von 60 nm (TO) und 35 nm (GI). Im Vergleich dazu beträgt der GMD für 100 % HEFA-SAF (MK-II) 30 nm für TO

und 12 nm für GI. Dieses Verhalten zeigt, dass sich bei Vollast größere Partikel ausbilden, während bei Teillast kleinere Partikel emittiert werden. Dies kann unter anderem auf die geringere Anzahl von Rußpartikeln in der Brennkammer zurückgeführt werden, da weniger Kraftstoff eingespritzt wird (Vergleich Tabelle 2: 7,5 g/s gegenüber 24,0 g/s). Dadurch sinkt die Wahrscheinlichkeit der Koagulation von Rußpartikeln [64]. Ferner kann davon ausgegangen werden, dass die schnelle Abkühlung der Abgase die Ruß- bzw. PAK-Bildung in einem frühen Stadium stoppt. Dadurch bilden sich kleinere Partikel aus, welche durch eine Abkühlung nicht weiter wachsen. Bei TO wird der Kraftstoff fein zerstäubt, aber auch in höherer Konzentration in die Primärzone eingespritzt. Aufgrund der feinen Tropfen ergibt sich eine größere Tropfenoberfläche bezogen auf das Kraftstoffvolumen, was zu einer intensiveren Reaktion und damit auch zu einer schnelleren Umsetzung unter sauerstoffarmen Bedingungen führt. Dies hat zur Folge, dass in der Primärzone zahlenmäßig mehr Rußpartikel entstehen und im Anschluss vermutlich zu größeren Partikeln koagulieren.

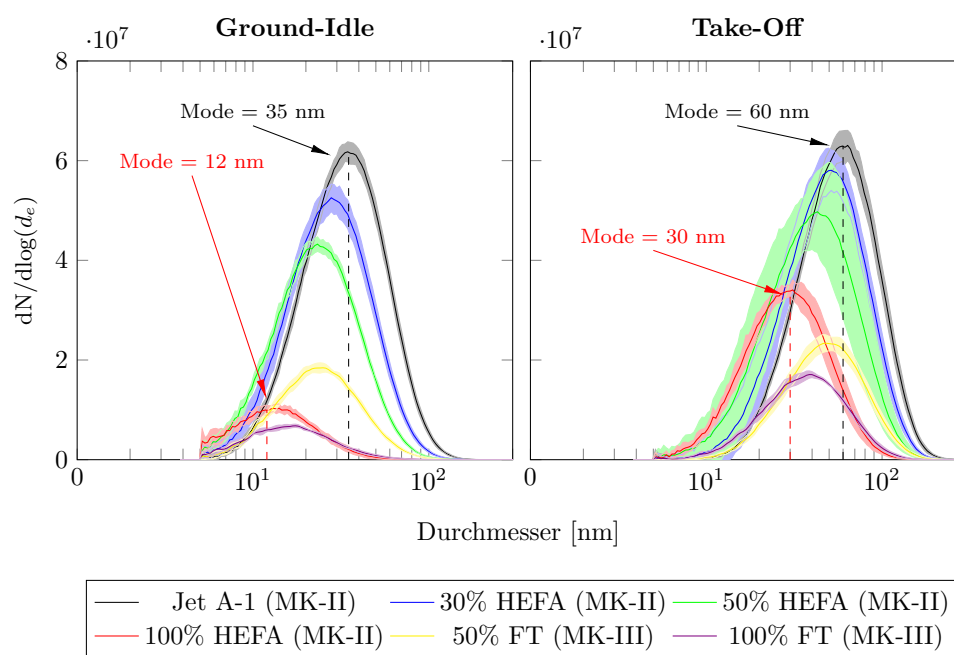


Abbildung 35: Vergleich der SMPS-PNSD in Abhängigkeit vom Betriebspunkt sowie dem verwendeten Kraftstoff.

Bei niedrigeren Einspritzdrücken entstehen weniger und größere Tropfen, welche bezogen auf das Brennstoffvolumen eine kleinere Oberfläche und damit auch eine geringere Umsetzungsrate besitzen. Verbleibende Tropfenfragmente wandern aus der Primärzone unverbrannt heraus und werden durch die Sekundärluft abgekühlt. Die chemischen Reaktionen werden durch die Zuführung der Kühlluft abgebrochen. Die Kraftstofffragmente werden jedoch weiter verdampft. Dies führt vorrangig zu einem Anstieg an CO und UHC, wie in Abschnitt 5.1 nachgewiesen wurde. Die Änderung

der GMD in Abhängigkeit des Betriebspunkts ist charakteristisch für Gasturbinen und wurde auch bei modernen Schubtriebwerken mit anderen Brennkammertechnologien ( z.B. mit RQL und LDI) nachgewiesen [115, 116, 117].

**Kraftstoffabhängige Änderungen der Partikeleigenschaften:** Nicht nur der Betriebspunkt hat einen Einfluss auf den Rußpartikeldurchmesser. Der Durchmesser wird weiterhin durch die Verwendung von alternativen Kraftstoffen beeinflusst bzw. verringert. Dies könnte auf einen höheren Wasserstoffgehalt und einen geringeren Gehalt an Aromaten im Kraftstoff zurückgeführt werden. Wie bereits bei den gasförmigen Emissionen diskutiert, kann angenommen werden, dass die Rußbildung durch die Kraftstoffzusammensetzung stark beeinflusst werden kann. Sind aromatischen Verbindungen mit hohen Bindungskraften im Kraftstoff (Jet A-1) und nach der Einbringung sowie Verdampfung in der Primärzone der Brennkammer in der Gasphase vorhanden, können sich daraus direkt Rußvorläufer bilden. Es kann angenommen werden, dass die Temperaturen in Teillast bzw. GI teilweise nicht ausreichen, um diese Moleküle ausreichend schnell zu zersetzen. Daher bleiben diese Verbindungen stabil und stellen eine optimale Reaktionsgrundlage für die Bildung größerer Cluster mit Hilfe von Acetylen und sich ausbildenden PAK dar.

Der Unterschied zwischen Jet A-1 und aromatenfreien Kraftstoffen wie HEFA-SAF und FT-SPK ist daher im Betriebspunkt GI sehr ausgeprägt zu beobachten, da bei Teillast die Temperaturen die chemischen Reaktionen und damit die Rußbildung einfrieren können. Als Folge bilden sich kleinere (siehe Verschiebung Mode von 35 nm für Jet A-1 zu Mode 12 nm für 100 % HEFA-SAF in Abbildung 35) und weniger (siehe gelbe Fläche in Abbildung 33, oder verminderte Fläche in der PNSD in Abbildung 35) Rußpartikel aus, da das Rußwachstum aufgrund der unvollständigen Verbrennung unterbrochen wurde.

Im Vergleich zwischen GI und TO ist das Reduktionspotential bei Volllast weniger ausgeprägt. Durch die bessere Aufbereitung des Kraftstoff-Luft-Gemisches findet die Umsetzung aller Kraftstoffe bei höheren Temperaturen statt. Als Folge daraus werden sämtliche Kohlenwasserstoffmoleküle (einschließlich der stabilen Aromaten im Jet A-1) thermisch zersetzt. Daher kann angenommen werden, dass bei einer ausreichend guten Zerstäubung und der einhergehenden höheren Umsetzung der Einfluss der Kraftstoffzusammensetzung geringer wird.

Zusammenfassend lässt sich festhalten, dass bei dem verwendeten Wellenleistungstriebwerk und der damit verbundenen Druckzerstäubung mit ausgeprägten Bereichen fetter Verbrennung in der Primärzone die Verwendung von SAF einen signifikanten Einfluss auf die Größe und Anzahl der gebildeten Rußpartikel hat. Ein vergleichbares Verhalten wurde an der T63 mit ähnlichen Experimenten mit FT-

SPK nachgewiesen [118]. Wie in Abschnitt 5.2.1 angesprochen, müssen alle Aerosolmessungen, eben auch die präsentierten Partikelgrößenverteilungen als teilweise unvollständig betrachtet werden, da die ultrafeinen Partikel ( $d_p < 5$  nm) ein hohes Verlustpotential vom Triebwerksaustritt hin zu den Messgeräten aufweisen können und die Analytoren erst ab ca. 10 nm eine ausreichend hohe Detektionsgrenze besitzen. Dementsprechend könnten im Größenbereich von 1 bis 5 nm ebenfalls zahlreiche Partikel vorhanden sein, die hier aufgrund der zuvor genannten Einschränkungen in der Messtechnik nicht detektiert wurden.

Im Vergleich mit anderen Brennkammertechnologien kann das Rußreduzierungspotential bei moderneren Triebwerken weniger ausgeprägt sein. LDI-Brennkammern zeigen z. B. im Vergleich zu Brennkammern mit kraftstoffreichen Mischungsverhältnissen in der Primärzone weniger Beeinflussung der nvPM bei der Verwendung von alternativen Kraftstoffen [58, 112, 116]. Bei LDI-Brennkammern kann angenommen werden, dass dies auf die weniger kraftstoffreiche Verbrennung sowie geringere Temperaturen durch den Luftüberschuss zurückgeführt werden kann.

### 5.2.3 Partikelmasse

Die Partikelmasse bietet eine wichtige Ergänzung zur Angabe reiner Partikelanzahlkonzentration sowie zu den PNSD, da sie unmittelbar mit Umwelt- und Gesundheitsaspekten in Verbindung steht. Die Partikelmasse ist daher ein zentraler Parameter zur Bewertung der Gesamtemissionen. Die Angabe ermöglicht eine bessere Einschätzung der Umweltauswirkungen, da die Massenemissionen oft mit gesetzlichen Grenzwerten korrelieren. Die emittierte Rußmasse ist stark vom Durchmesser und der Dichte des Aerosols abhängig. Im Triebwerksabgas wird die Rußpartikelmasse überwiegend von ultrafeinen Partikeln ( $d_p < 100$  nm) dominiert.

Im Folgenden wird zu Beginn ein Messverfahren einer Berechnungsmethode für die Bestimmung der Partikelmasse gegenübergestellt. Im Anschluss daran werden die Rußmassen für alle verwendeten Kraftstoffe für die unterschiedlichen Betriebspunkte diskutiert.

#### **Partikelmassenbestimmung: Vergleich Gravimetrie und Berechnung über PNSD**

Die nvPM-Masse kann zum einen durch gravimetrische Filtermessungen aber auch durch die Annahme der Rußdichte und Berechnung über die Partikelgrößenverteilung erfolgen. Bei der Bestimmung über die PNSD müssen Annahmen getroffen werden, welche die Auswertung beeinflussen können. Der wesentliche Faktor für die Genauigkeit der Berechnung liegt in der Annahme der Dichte der Rußpartikel.

Studien<sup>25</sup> haben gezeigt, dass die Dichte eine Funktion des Partikeldurchmessers und damit des Betriebspunkt des Triebwerks ist [119]. Bei TO werden z. B. weniger dichte Partikel ausgestoßen als bei GI. Bei der Studie wurden Rußdichten von 530 - 1865 kg/m<sup>3</sup> experimentell ermittelt. In der Literatur wird mit der Dichte von 1 g/cm<sup>3</sup> (= 1000 kg/m<sup>3</sup>) gerechnet. Daher wurde diese Vereinfachung für die Berechnung ebenfalls angewendet.

Der direkte Vergleich (siehe Abbildung 36) der beiden Methoden zeigt, dass mit der Gravimetrie (linke Abbildung und als Filter Massenkonzentration betitelt) mehr Rußmasse nachgewiesen wurde. Grundsätzlich sind beide Methoden praktikabel, jedoch sind die Filtermessungen mit einem deutlich höheren Aufwand verbunden, da vor und nach der Messung die Probenfilter mindestens 24 Stunden konditioniert werden müssen. Ein weiterer Nachteil der Gravimetrie ist, dass bereits durch Fehler beim Wiegen oder durch unzureichende Neutralisation Abweichungen entstehen können. Daher wurde für MK-III entschieden, ausschließlich mit dem SMPS die Rußpartikelmasse zu bestimmen. Zusammenfassend können beide Techniken zur Bewertung der Masse verwendet werden. Darüber hinaus ist anzumerken, dass beide Methoden nicht den Anforderungen der ICAO-Spezifikationen zur Bestimmung der nvPM-Masse entsprechen, welche eine thermo-optische Analyseverfahren vorschreiben. Die hier vorgestellten Verfahren sind daher als alternative Messmethoden zu betrachten.

### Partikelmasse alternativer Kraftstoffe

Abbildung 36 zeigt den mit Gleichung (38) berechneten  $EI_{\text{massEP10}}$  sämtlicher Kraftstoffe, welcher für die Betriebspunkte TO und GI für die Gravimetrie und für alle Lastpunkte mit dem SMPS bestimmt wurden. Die Ergebnisse beider Messmethoden zeigen einen übereinstimmenden Trend hinsichtlich der Abnahme der nvPM-Masse mit steigendem SPK-/SAF-Anteil. Unterschiede bestehen jedoch in der quantitativen Bewertung des Reduktionspotentials, wodurch sich abweichende absolute Werte zwischen den Methoden ergeben. Der Unterschied zwischen den Methoden lässt sich u. a. durch Messunsicherheiten (Wägung, Probenvolumen) und durch geringe Partikelmassen aufgrund hoher Verdünnung (1:50) erklären. Die Ergebnisse werden im Folgenden nur von der PNSD berechneten Masse diskutiert. Die Verringerung der Rußmasse ist die Folge der Verringerung des Durchmessers und der Anzahl der Rußpartikel, wie im Abschnitt 5.2.2 zuvor erläutert. Das Reduktionsverhalten, welches sich durch die Verbrennung von alternativen Kraftstoffen einstellt und bereits zuvor

<sup>25</sup>Experimente mit mehreren CFM-56 Fluggasturbinen (CFM56-7B26/3 und CFM56-5B4/2P). Das CFM56-7B26/3 war mit einer SAC (= single annular combustor for improved emissions) Brennkammer ausgestattet wobei das CFM56-5B4/2P eine DAC-Brennkammer (= double annular combustor für niedrige Nox-Emissionen) hatte [119]. Beide Triebwerke lieferten unterschiedliche Ergebnisse, zurückzuführen auf die sich unterscheidenden Brennkammertechnologien.

anhand der Anzahlkonzentration ( $EI_{numEP10}$ ) und PNSD diskutiert wurde, spiegelt sich auch in der Rußpartikelmasse wider.

Werden in Abbildung 36 die maximalen Massenwerte betrachtet, kehrt sich das betriebspunktabhängige Emissionsverhalten um. Anders als bei  $EI_{numEP10}$ , wo das Maximum der Rußpartikelanzahl in Teillast beobachtet wurde, ergeben sich bei der Rußpartikelmasse in Volllast die höchsten EI. Dies lässt sich durch die größeren Durchmesser der gebildeten Partikel erklären, da eine Vergrößerung des Partikels eine Vergrößerung der Partikelmasse impliziert. Die Vergrößerung der Partikeldurchmesser ist ein Ergebnis der feineren Zerstäubung des Kraftstoffs und der höheren Kollisionswahrscheinlichkeit der in der kraftstoffreichen Primärzone der Brennkammer gebildeten Partikel.

$EI_{massEP10}$  reduziert sich in TO von  $4,2 \cdot 10^5 \pm 4,2 \cdot 10^4 \mu\text{g}/\text{kg}$  bei Jet A-1 zu  $4,2 \cdot 10^4 \pm 8,2 \cdot 10^3 \mu\text{g}/\text{kg}$  bei der Verwendung von 100 % HEFA-SAF (entspricht einer Reduktion von 86 %). Die Reduktion von 84 % in TO für FT-SPK ist in einem vergleichbaren Größenbereich. In Teillast sind die auf den Kraftstoff bezogenen Rußmassen deutlich geringer als in Volllast:  $EI_{massEP10}$  für Jet A-1  $1,8 \cdot 10^5 \pm 1,2 \cdot 10^4 \mu\text{g}/\text{kg}$  sowie  $2,9 \cdot 10^3 \pm 1,1 \cdot 10^3 \mu\text{g}/\text{kg}$  für HEFA-SPK (Reduktion 98 %). Der Vergleich mit Jet A-1 und FT-SPK zeigt, dass der EI ebenfalls von ähnlicher Größenordnung und die Reduktion bei der Verwendung dieses Kraftstoffs mit 96 % vergleichbar ist.

Weiterhin sind drei exemplarische Partikelfilter für die Gravimetrie in Abbildung 36 abgebildet. Auf den Filtern ist bei Ref Jet A-1 und 50 % HEFA-SAF eine Verfärbung ersichtlich, bei 100 % HEFA-SAF lassen sich makroskopisch keine Rußpartikel erkennen.

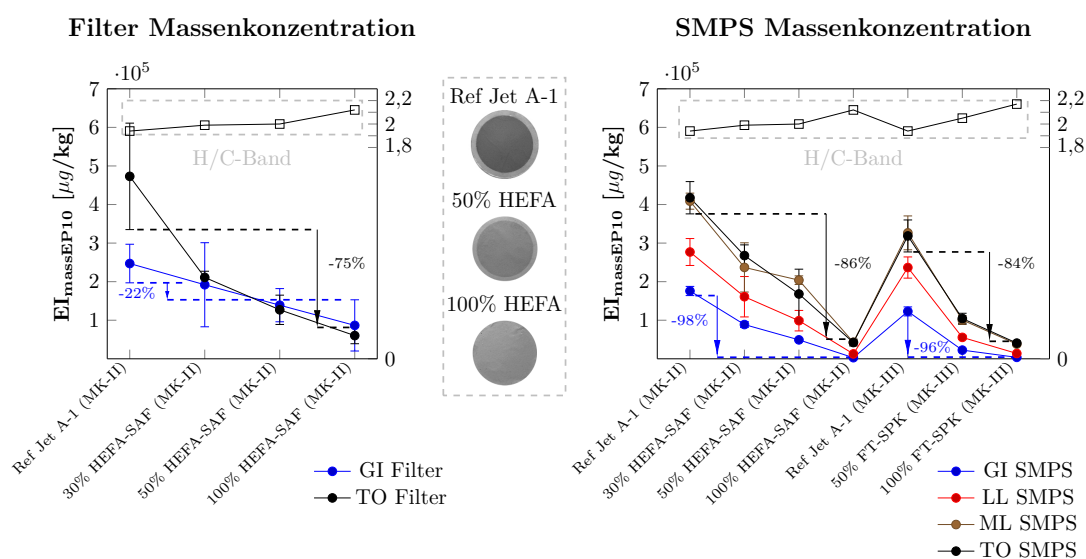


Abbildung 36:  $EI_{massEP10}$  für alle Kraftstoffe und Betriebspunkte.

### 5.2.4 Rußpartikel-Morphologie

Das Erscheinungsbild der Rußpartikel wurde mit Hilfe eines Rasterelektronenmikroskops (REM) analysiert. Die REM-Aufnahmen ermöglichen eine detaillierte Untersuchung der Partikelstruktur. Diese Analyse bietet wichtige Einblicke in die physikalischen Eigenschaften der Rußpartikel, welche für die Interpretation ihrer Entstehung und Wirkung relevant sind. Für die stichprobenartige Entnahme der Partikel wurden bei den Experimenten Polycarbonatfilter verwendet. Die Proben wurden im Anschluss der Messkampagnen vor der Analyse 24 Stunden lang in einem Exsikkator unter Vakuum gelagert, um alle flüchtigen Bestandteile auf den Proben zu entfernen. Die Filter konnten nicht zwischen den Betriebspunkten des Wellenleistungstriebwerks gewechselt werden, sodass auf den Filtern Partikel aus allen Laststufen gesammelt wurden. Daher ist eine Unterscheidung zwischen den einzelnen Betriebspunkten nicht möglich. Dies stellt keinen wesentlichen Nachteil dar, da ohnehin in allen Lastpunkten alle Partikelgrößen vertreten sind und nicht alle emittierten Partikel auf den Filtern gesammelt werden<sup>26</sup>.

Die Aufnahmen werden im Folgenden in zwei Teile untergliedert. Teil a) der Abbildungen zeigt jeweils die Erscheinungsform und Struktur der Partikel, wobei Teil b) die gleiche Aufnahme, jedoch mit vermessenen Partikeldurchmesser darstellt und damit eine Einordnung der Größe erlaubt.

#### Jet A-1

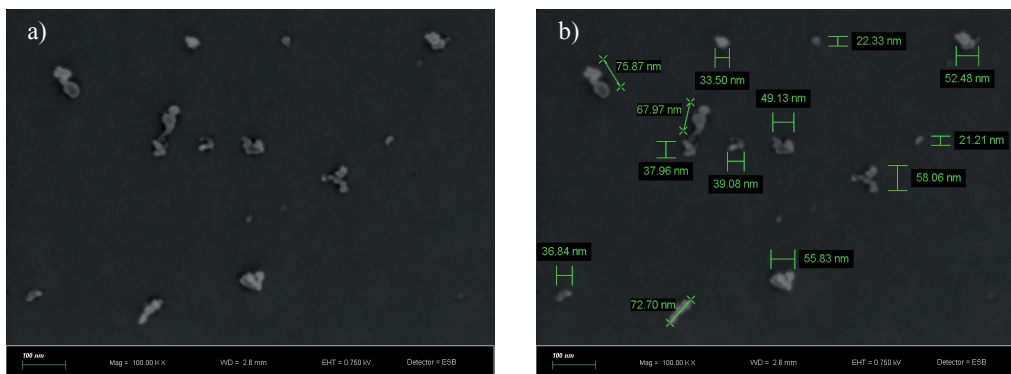


Abbildung 37: REM-Aufnahme von Ref Jet A-1 (MK-II).

Abbildung 37 zeigt eine REM-Aufnahme von Jet A-1 Rußpartikeln. Auf der Aufnahme sind ultrafeine Partikel mit Durchmessern zwischen 21 nm und 76 nm sowie verschiedene komplexe Partikelformen zu sehen. Mit steigender Triebwerksleistung nimmt der Partikeldurchmesser zu (siehe Abschnitt 5.2.2), was bei der Aufnahme ebenfalls erkennbar ist. Es kann nicht eindeutig bewiesen werden, dass die größeren

<sup>26</sup>Bei der Filter-Beprobung kann es zu hohen Partikelverlusten kommen.

Partikel bei Vollast und die kleineren bei Teillast emittiert wurden, da alle Betriebspunkte auf einen Filter beprobt wurden. Aus den vorherigen Analysen ist bekannt, dass bei TO um den Faktor zwei größere Partikeldurchmesser als bei GI auftreten. Die komplexen Partikelformen bestätigen die Vermutung, dass die Partikel aus vielen kleinen Primärpartikeln zusammengesetzt sind.

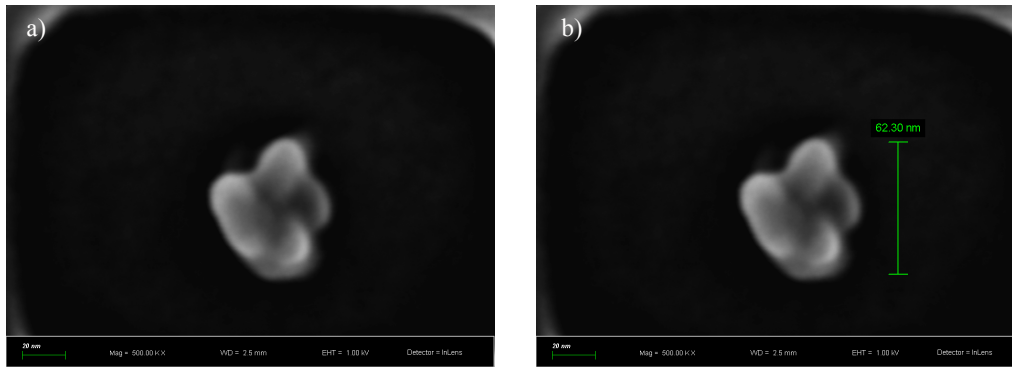


Abbildung 38: REM-Aufnahme von Jet A-1 (MK-II).

In Abbildung 38 ist ein einzelner Rußpartikel ersichtlich, welcher eher rund und glatt erscheint und damit ein flüssigkeitsähnliches Aussehen hat. Dieser Partikel wurde bei der Verwendung von einem anderen Jet A-1 Kraftstoff beprobt. Es lässt sich erkennen, dass der Partikel aus mehreren Einzelpartikeln besteht. Ein qualitativer Vergleich der REM-Aufnahmen zwischen Ref Jet A-1 (MK-II) (Abbildung 37) und Jet A-1 (MK-II) (Abbildung 38) ist komplex, da die Partikelproben nur einen kleinen Teil der Gesamtemissionen repräsentieren und damit nur eine Momentaufnahme darstellen. Grundsätzlich ähneln sich jedoch die Partikel im Erscheinungsbild.

### HEFA-SAF

Die Verbrennung alternativer Kraftstoffe erzeugt weniger und kleinere Rußpartikel. Dieser Effekt war bei der Verwendung von reinem HEFA-SAF sowie FT-SPK besonders ausgeprägt, siehe Abschnitt 5.2.2. Daher würde man eine ähnliche Tendenz in der Rußmorphologie erwarten. Mehr SAF-Anteil im Kraftstoff müsste dementsprechend zu kleineren Partikeln führen. In Abbildung 39 sind Rußpartikel bei der Verbrennung eines 30 %igen HEFA-SAF aufgeführt. Wie zu erkennen, unterscheiden sich diese Aufnahmen nicht deutlich vom Jet A-1 (Abbildung 37). Es werden sogar größere Partikel mit einem Durchmesser von circa 114 nm vermessen. Für die REM-Aufnahme des HEFA-Blends lässt sich dementsprechend festhalten, dass im Erscheinungsbild der Rußpartikel kein wesentlicher Unterschied zum Standardkerosin erkennbar ist.

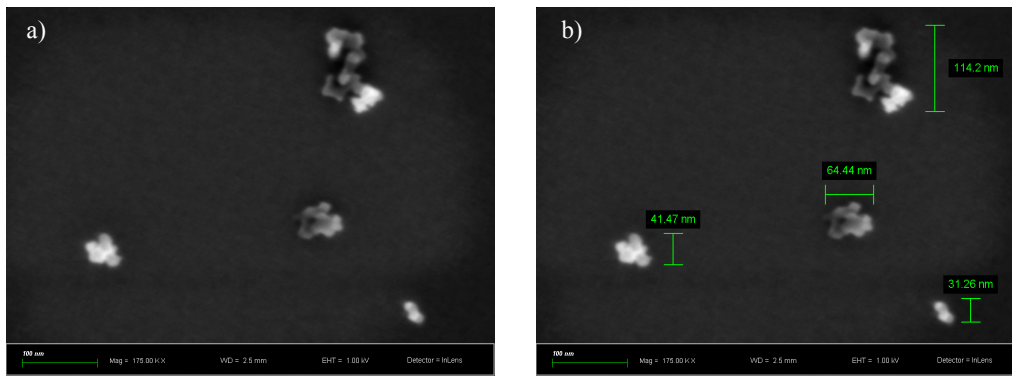


Abbildung 39: REM-Aufnahme von 30 % HEFA (MK-II).

In Abbildung 40 ist ein Partikel, welcher durch die Verbrennung von reinem HEFA-SAF entstanden ist, abgebildet. Es handelt sich um einen sehr kleinen Partikel mit einem Durchmesser von 18 nm. Hier lässt sich erahnen, dass dieser Partikel aus mehreren Einzelpartikel besteht (leichte gräuliche Abstufungen erkennbar). Solch kleine Partikel wurden jedoch nicht nur für SAF, sondern auch bei Jet A-1 nachgewiesen.

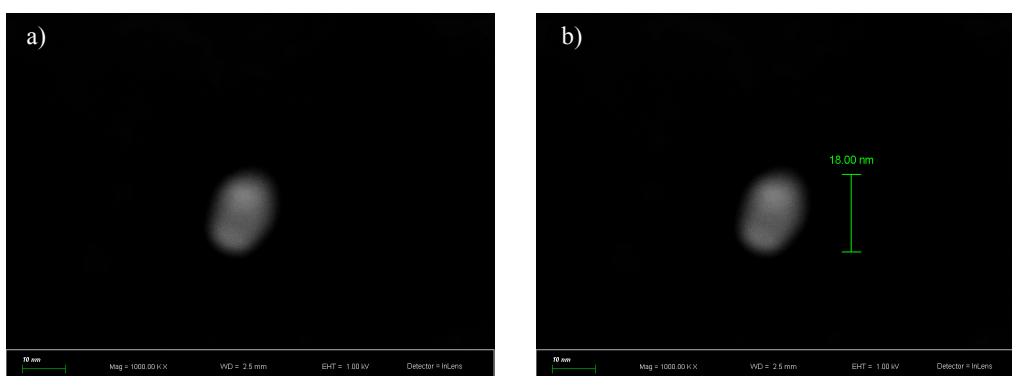


Abbildung 40: REM-Aufnahme von 100 % HEFA (MK-II).

Zusammenfassend lässt sich festhalten, dass das Erscheinungsbild der Rußpartikel kugelförmigen und flüssigkeitsähnlichen Ursprungs ist. Generell bestehen die Rußpartikel aus mehreren kleinen Primärpartikeln, welche einen vergleichbaren Durchmesser aufweisen. Für die schnelle Bestimmung der Rußmorphologie hat sich das REM als zweckmäßig erwiesen. Das Gerät ist allerdings für feine Details in den Partikelstrukturen ungeeignet. Für eine höhere Auflösung der Partikel wäre die Analyse mit einem Transmissionselektronenmikroskop (TEM) sinnvoll, da damit die Struktur innerhalb der Rußaggregate (graphitische Schichten) sichtbar gemacht werden können.

### 5.3 Vergleich mit aktuellen Triebwerkstechnologien anhand der ICAO-Datenbank

Nachfolgend werden die zuvor ausführlich diskutierten Emissionsdaten des nach der ICAO nicht-regulierten Wellenleistungstriebwerks mit Daten von regulierten Turbofan- und Turbojet-Triebwerken mit einem Nettoschub größer 26,7 kN, entnommen aus der ICAO Datenbank [12], verglichen.

#### 5.3.1 Einordnung der gasförmigen Emissionen

In Abbildung 41 sind die regulierten gasförmigen Emissionen aus der ICAO Datenbank aufgeführt. Auf der x-Achse ist dabei das OPR im Auslegungspunkt aufgetragen, während die y-Achse den jeweiligen Emissionindex für CO, UHC sowie NO<sub>x</sub> in g/kg angibt. Zur Darstellung der EI der Allison 250-C20B wurden die gemittelten Werte für Jet A-1 verwendet, um einen vergleichbaren Kraftstoff zugrunde zu legen. Der Vergleich der gasförmigen Emissionen der Allison 250-C20B mit den in der ICAO-Datenbank gelisteten Triebwerken zeigt, dass ausschließlich ältere Modelle ähnlich hohe UHC und CO- Emissionen ausstoßen.

Der EI<sub>CO</sub> der Allison 250-C20B im Leerlauf ist vergleichbar mit denen des Pratt & Whitney JT15D-4, des Rolls-Royce RB211-22B und des Pratt & Whitney JT9D-7. Wobei diese Triebwerke eine vergleichbare Brennkammertechnologie mit einer (nahezu stöchiometrischen) fetten Primärzone aufweisen. Wie bereits erläutert, können eine zu fette Primärzone sowie eine zu rasche Abkühlung für den Verbleib von CO im Abgas verantwortlich sein. Bei Volllast bzw. Take-Off weist die Allison 250-C20B keine direkte Vergleichbarkeit mit anderen Triebwerken auf, was auf das geringere maximale OPR sowie nicht vergleichbare Verbrennungsbedingungen der Allison 250-C20B gegenüber den Turbofan- und Turbojet-Triebwerken zurückzuführen ist.

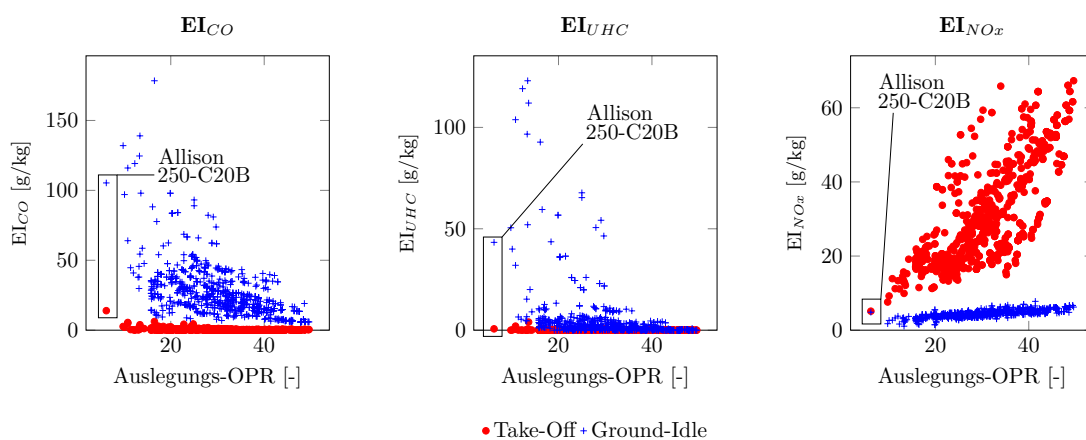


Abbildung 41: Vergleich der EI für CO, UHC und NO<sub>x</sub> der Allison 250-C20B mit den gelisteten ICAO-Datenbank Triebwerken [12].

Ein ähnliches Bild zeigt sich bei den unverbrannten Kohlenwasserstoffen. Der  $EI_{UHC}$  in GI der Allison 250-C20B ist vergleichbar mit jenen des JT15D-4, JT9D-7 und RB211-524D4, siehe Abbildung 41. Auch bei Take-Off ist die Allison 250-C20B mit von der ICAO regulierten Triebwerken, namentlich dem RB211-22B und JT8D-17, bezogen auf die emittierten UHC, vergleichbar.

Der  $EI_{NO_x}$  der Allison 250-C20B ist in Ground-Idle mit fast allen betrachteten Triebwerken vergleichbar, was auf die geringen Temperaturen und Drücke im Leerlauf zurückgeführt werden kann. Bei Take-Off hingegen sind die  $NO_x$ -Emissionen der Allison 250-C20B nur mit denen des JT15D-1 vergleichbar. Wie in Abbildung 41 ersichtlich, steigt mit dem höheren OPR auch die Tendenz, Stickstoffoxide auszubilden, was die aktuelle Problematik der hohen  $NO_x$ -Emissionen modernerer Triebwerke veranschaulicht.

Zusammenfassend zeigt der Vergleich der gasförmigen Emissionen regulierter Turbofan und Turbojet Triebwerke mit den experimentell ermittelten der Allison 250-C20B, dass trotz eines sehr geringen OPR im Auslegungspunkt regulierte Triebwerke, vor allem die älteren Modelle mit fetter Primärzone, vergleichbar hohe Emissionsindizes wie ein nicht-reguliertes Wellenleistungstriebwerk aufweisen.

### 5.3.2 Einordnung der partikelförmigen Emissionen

In Abbildung 42 sind die Partikelanzahl und -massen für die seit 2020 in der ICAO Emissionsdatenbank [12] gelisteten Triebwerke aufgeführt. Die zugehörige Brennkammertechnologie, welche für die Emissionsbildung von entscheidender Bedeutung ist, kann aus den Triebwerksbezeichnungen sowie der Datenbank abgeleitet werden. Auf der x-Achse ist das OPR im Auslegungspunkt der Triebwerke aufgetragen, auf der y-Achse ist jeweils der nach Verlusten korrigierte Emissionsindex der Partikelmasse bzw. Partikelanzahl aufgeführt. Für eine bessere Übersicht werden exemplarische Triebwerke in der Abbildung namentlich erwähnt.

Bei einem direkten Vergleich zwischen den Rußmassen (linke Abbildung) und der Anzahl der Rußpartikel (rechte Abbildung) fällt auf, dass sich das Verhalten zwischen Take-Off und Ground-Idle invertiert. Während bei TO gegenüber GI mehr Masse ausgestoßen wird, werden in Summe mehr Partikel in GI anstatt in TO emittiert. Dieses Verhalten wurde bereits in Bezug auf die Allison 250-C20B ausführlich diskutiert. Diese Charakteristik kann daher auch auf modernere Flugtriebwerke übertragen werden und bestätigt damit die getroffenen Kernaussagen der Auswertung. Dies wird ebenfalls von den Studien, welche im Kapitel 2.3.3 genannt wurden, unterstrichen.

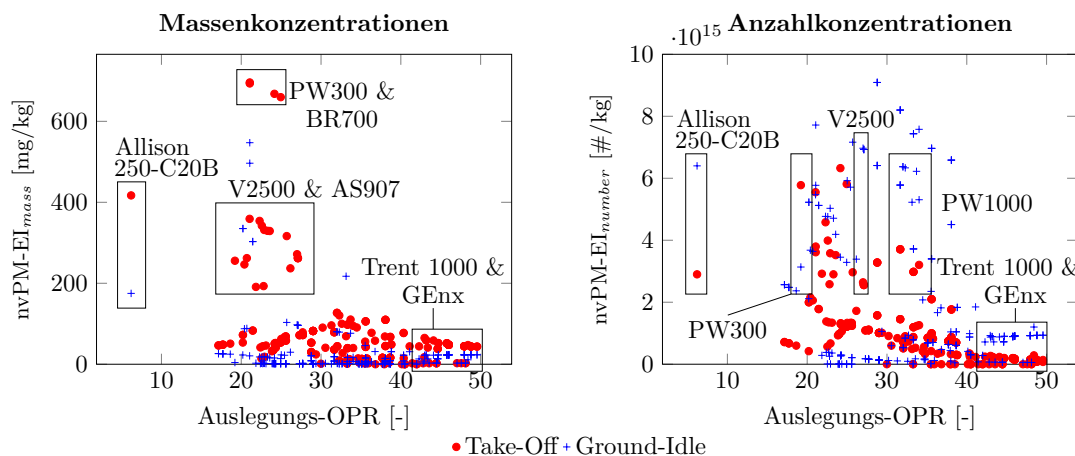


Abbildung 42: Vergleich der EI für die korrigierte Partikelmasse und Partikelanzahl der Allison 250-C20B mit den gelisteten ICAO-Datenbank Triebwerken [12].

Die emittierten Massenkonzentrationen der Allison 250-C20B sind in TO mit der Honeywell AS907-3-1E-A2 (HTF7500E) sowie der International Aero Engines V2522-A5 (in der Abbildung als V2500 bezeichnet) vergleichbar. Die V2500 ist mit der „Floatwall“ Brennkammer mit luftunterstützter Zerstäubung ausgestattet, während die Honeywell die „SABER-1“<sup>27</sup> Technologie verwendet. In GI stößt die Allison 250-C20B annähernd gleiche Partikelmassen bezogen auf ein Kilogramm verbrannten Kraftstoff wie das V2500-A5 sowie das Rolls-Royce BR700-710D5-21 aus.

Die Emissionsindizes der nichtflüchtigen Partikel der Allison 250-C20B sind in Vollast ebenfalls vergleichbar mit der V2500-A5 sowie der Pratt & Whitney PW1428GH-JM (in der Abbildung als PW1000 bezeichnet) mit einer „TALON-X“<sup>28</sup> Brennkammer. Für GI korrelieren die Anzahlkonzentrationen der PW1124G1-JM sowie der V2527-A5 mit der Allison 250-C20B. Trotz moderner Brennkammertechnologien inklusive drall- und luftunterstützender Zerstäubung werden vergleichsweise hohe  $EI_{nvPM}$  erreicht. Oftmals, siehe Abschnitt 2.3.3, emittieren moderne Fluggasturbinen noch kleinere Partikel als die hier in der Studie untersuchten, was zumindest die Rußmasse verringert, jedoch die Anzahl vergrößern kann. Weiterhin müssen die möglichen Partikelverluste von einem Durchmesser kleiner 10 nm berücksichtigt werden, welche zu hohen Abweichungen bei der reinen Betrachtung von Anzahlkonzentrationen führen können. Daher könnten die angegebenen  $nvPM-EI$ , obwohl eine Verlustkorrektur durchgeführt worden ist, trotzdem mit hohen Fehlern behaftet sein. Ergänzend zu den hier aufgeführten Abbildungen ist im Umweltbericht der EASA [69] ebenfalls eine aktuelle Übersicht über die Triebwerke sowie deren Brennkam-

<sup>27</sup>SABER steht für: Single Annular Burner Emissions Reduction, einer RQL-Technologie.

<sup>28</sup>TALON-X steht für: Technology for Advanced Low  $NO_x$ , einer RQL-Technologie.

mertechnologie aufgeführt. Aus Abbildung 42 und aus dem EASA-Bericht geht hervor, dass Lean-Burn-Brennkammertechnologie gegenüber der Rich-Burn und DAC (Dual-Annular-Combustor) Technologie deutlich weniger Rußpartikel (Anzahl und Masse) emittieren. Dies ist nicht überraschend, da durch ein mageres Kraftstoff - Luft-Verhältnis die Bildung von Rußvorläufern und weiteren Emissionen gehemmt wird. Darüber hinaus macht der durchgeführte Vergleich deutlich, dass moderne Brennkammern nicht grundsätzlich weniger Rußpartikel als ältere Technologien emittieren.

Wie bereits erwähnt, wurden zur Vergleichbarkeit die Emissionsindizes der Allison 250-C20B mit Jet A-1 verwendet. Bei der Verwendung von 100 % alternativem aromatenfreien Kraftstoff wie z. B. FT-SPK würden die EI des Wellenleistungstriebwerks deutlich unter den hier aufgeführten liegen, sodass andere weitaus modernere Triebwerke mit dem Emissionsprofil der Allison 250-C20B vergleichbar wären. Dies verdeutlicht, dass die Verwendung alternativer Kraftstoffe nicht nur einen Einfluss auf die lokale LAQ haben kann, sondern auch alte Triebwerkstechnologien im Emissionsprofil auf heutige Standards bringen könnte.

## 6 Zusammenfassung und Ausblick

In der vorliegenden Arbeit wurde eine detaillierte Abgasanalyse an einem Wellenleistungstriebwerk, Allison 250-C20B, mit konventionellem Kerosin (Jet A-1) sowie alternativen Kraftstoffen (HEFA-SAF und FT-SPK) dargestellt. Der Fokus der drei durchgeführten Messkampagnen lag auf der Charakterisierung der chemisch-physikalischen Kraftstoffeigenschaften auf die gas- und partikelförmigen Emissionen. Zunächst wurde der regulatorische Rahmen für die Emissionswerte regulierter Turbofan- und Turbojet-Triebwerke mit einem Nettoschub von mehr als 26,7 kN dargestellt. Nicht-regulierte Triebwerke, wie das in dieser Studie untersuchte, tragen zur Emissionsbelastung bei und können die lokale Luftqualität stark beeinflussen. Im Stand der Technik wurden relevante Messkampagnen von EASA und NASA diskutiert, die wesentlich zur Entwicklung heutiger Normen für Emissionsmessungen beigetragen haben. Dabei wurden Lücken identifiziert, insbesondere hinsichtlich der Messung nicht-regulierter Triebwerke und der Berichterstattung ihrer Emissionen. Des Weiteren wurden die theoretischen Grundlagen der Emissionsentstehung untersucht, um die dokumentierten und im Rahmen der Arbeit gemessenen Emissionswerte erklären zu können. Gasförmige Emissionen spielen eine zentrale Rolle bei der Bildung partikelförmiger Emissionen, da polyzyklische aromatische Kohlenwasserstoffe als Rußvorläufer dienen. Während diese Stoffe in erdölbasiertem Kerosin vorkommen, fehlen sie in alternativen Kraftstoffen wie HEFA-SAF und FT-SPK. Aufgrund der chemisch-physikalischen Unterschiede der Kraftstoffe variieren auch die entstehenden Emissionen.

Zur Charakterisierung der gasförmigen Emissionen wurden verschiedene Messmethoden angewendet, insbesondere zur Untersuchung ringförmiger Kohlenwasserstoffe. Dabei kamen verschiedene Gasanalysatoren wie z. B. VOC-GC, GC-MS und REMPI-TOF-MS zum Einsatz. Die von der ICAO regulierten Standardemissionen wurden mit einem FTIR/FID-System erfasst. Darüber hinaus wurden nicht-flüchtige Partikel im Abgas des Wellenleistungstriebwerks mit mehreren Analysatoren (SMPS, DMS, AAC, CPC) charakterisiert. Weiterhin wurden Methoden zur Partikelgrößenverteilung sowie Partikelmassenbestimmung validiert und untereinander verglichen. Mit dem in der Arbeit präsentierten Aufbau und der verwendeten Messtechnik war dadurch eine vollumfängliche Charakterisierung der Abgase mit regulärem Jet A-1, aber auch mit aromatenfreien alternativen Kraftstoffen möglich.

Die Ergebnisse zeigen zwei charakteristische Muster der gas- und partikelförmigen Emissionen: Die Emissionsindizes hängen sowohl vom Betriebspunkt der Gasturbine als auch vom verwendeten Kraftstoff ab. Bei Volllast bzw. TO wird aufgrund eines höheren Kraftstoffförderdrucks eine bessere Zerstäubung erreicht, was die un-

vollständigen Verbrennungsprodukte wie CO-, UHC- und VOC deutlich reduziert. Bei Teillast bzw. GI hingegen sind die Emissionsindizes erhöht, was auf ungünstige Kraftstoff-Luft-Verhältnisse und niedrige Verbrennungstemperaturen samt langsamer ablaufenden chemischen Reaktionen zurückzuführen ist. Die NO<sub>x</sub>-Emissionsindizes sind über die unterschiedlichen Betriebspunkte hinweg weitgehend konstant.

Der verwendete Kraftstoff beeinflusst das Emissionsverhalten der Allison 250-C20B signifikant. Während HEFA-SAF im Vergleich zu Jet A-1 keine oder teilweise höhere CO- und UHC-Emissionen verursacht, zeigt sich für FT-SPK ein anderes Verhalten. Die CO-Emissionen reduzieren sich um mehr als 20 %, die UHC-Emissionen um knapp 37 %. Dies kann auf die chemische Zusammensetzung des Kraftstoffs zurückgeführt werden, da er einen hohen Anteil an n-Alkanen, Wasserstoff und im Schnitt die kürzesten Kohlenwasserstoffmoleküle aufweist. Obwohl HEFA-SAF ebenfalls größtenteils aus n- und iso-Alkanen besteht, führen bei diesem Kraftstoff möglicherweise vorhandene Cycloalkane und vorrangig die längeren Kohlenwasserstoffmoleküle zu keiner erkennbaren Reduktion der Emissionen. Mehrere Messmethoden bestätigen, dass die Verbrennung von alternativen Kraftstoffen weniger und andere ringförmige Kohlenwasserstoffe bilden als bei Jet A-1, was wiederum direkten Einfluss auf die Partikelemissionen hat.

Die nicht-flüchtigen Rußpartikel zeigen ähnliche Verhaltensmuster wie die gasförmigen Emissionen: Abhängig vom Betriebspunkt und Kraftstoff variiert die Partikelbildung signifikant. Bei Teillast ist aufgrund niedrigerer Brennkammereintrittstemperaturen und geringerer Zerstäubungsqualität eine erhöhte Anzahl kleinerer Partikel vorhanden. Mit steigender Last nimmt die Partikelanzahl ab, während die Partikelgröße zunimmt. Alternative Kraftstoffe reduzieren sowohl die Partikelanzahl als auch die Partikelmasse um mehr als 80 %, was ebenfalls auf die chemische Zusammensetzung und das Bildungspotential von PAK in der Gasphase zurückgeführt wird. Stichprobenartige Untersuchungen mit dem Rasterelektronenmikroskop zeigen keine morphologischen Unterschiede der Rußpartikel.

Da die Korrektur der Partikelverluste eine große Herausforderung bei der Berichterstattung von nvPM ist, müssen die präsentierten Werte kritisch betrachtet werden. Die zugehörige Norm bietet zwar ein Vorgehen zur Bestimmung an, jedoch beginnt die Korrektur erst ab Partikeln mit einem Durchmesser von 10 nm. Dieser kritische Partikeldurchmesser wird sowohl bei modernen Triebwerken durch die vorvermischte Kraftstoffaufbereitung als auch bei älteren Gasturbinen mit alternativen Kraftstoffen erreicht.

Abschließend wurden die Emissionen des nicht-regulierten Triebwerks Allison 250-C20B mit regulierten Triebwerken aus der ICAO-Datenbank verglichen. Es zeigte sich, dass Turbofan- und Turbojet-Triebwerke mit einer vergleichbaren fetten Primärzone ähnliche Emissionsindizes aufweisen. Zudem konnte demonstriert werden, dass moderne Messtechniken eine detaillierte chemisch-physikalische Charakterisierung von Triebwerksabgasen ermöglichen und alternative Kraftstoffe die nicht-CO<sub>2</sub>-Emissionen drastisch reduzieren können.

Durch die Weiterentwicklung der Triebwerkstechnologie verbleiben bei modernen effizienten Triebwerken deutlich weniger Kohlenmonoxid (CO)- und unverbrannte Kohlenwasserstoff (UHC)-Emissionen im Abgas. Jedoch sind die Stickstoffoxid (NO<sub>x</sub>)-Emissionen durch höhere maximale Druckverhältnisse in den neuesten Triebwerksgenerationen angestiegen. In dieser Arbeit wurden als Vergleich die RQL- und LDI-Technologie betrachtet, die beide niedrige CO- und UHC-Emissionen ermöglichen, jedoch betriebstechnische Herausforderungen (z. B. Verbrennungsinstabilitäten) mit sich bringen. Ein Vergleich der in dieser Arbeit untersuchten Brennkammertechnologie, welche über Druckzerstäubung eine kraftstoffreiche Verbrennung in der Primärzone initiiert, mit modernen Systemen, welche eine auf Schadstoffminimierung optimierte luftunterstützte Kraftstoffzerstäubung ermöglicht, zeigt, dass sich die Emissionsprofile primär durch die Kraftstoffaufbereitung, die lokalen Kraftstoff-Luft-Verhältnisse und die sich einstellenden Temperaturen unterscheiden.

Mögliche künftige Untersuchungen könnten physikalische Effekte wie das Zerstäubungsverhalten von SAF im Vergleich zu Jet A-1 analysieren. Dabei wäre insbesondere die Kraftstofftropfenbildung und -verteilung von Interesse, da diese erheblichen Einfluss auf die Emissionsbildung in Brennkammern haben könnte. Ebenso könnten optische Messverfahren zur besseren Auflösung des Rußbildungsprozesses experimentell eingebracht werden. Auch könnten weitere nicht-regulierte Gasturbinen mit moderneren Brennkammertechnologien hinsichtlich ihrer Emissionseigenschaften untersucht werden.

---

## Literatur

- [1] K. Calvin, D. Dasgupta, G. Krinner und A. Mukherji et al. *IPCC, 2023: Climate Change 2023: Synthesis Report. Contribution of Working Groups I, II and III to the Sixth Assessment Report of the Intergovernmental Panel on Climate Change [Core Writing Team, H. Lee and J. Romero (eds.)]. IPCC, Geneva, Switzerland.* Juli 2023. DOI: [10.59327/ipcc/ar6-9789291691647](https://doi.org/10.59327/ipcc/ar6-9789291691647). URL: <http://dx.doi.org/10.59327/IPCC/AR6-9789291691647>.
- [2] Air Transport Action Group. *Aviation: Benefits Beyond Borders*. Techn. Ber. ATAG, 2020. URL: [https://aviationbenefits.org/media/167517/aw-ott-final-atag\\_abbb-2020-publication-digital.pdf](https://aviationbenefits.org/media/167517/aw-ott-final-atag_abbb-2020-publication-digital.pdf).
- [3] D.S. Lee, D.W. Fahey, A. Skowron, M.R. Allen, U. Burkhardt, Q. Chen, S.J. Doherty, S. Freeman, P.M. Forster, J. Fuglestvedt, A. Gettelman, R.R. De León, L.L. Lim, M.T. Lund, R.J. Millar, B. Owen, J.E. Penner, G. Pitari, M.J. Prather, R. Sausen und L.J. Wilcox. „The contribution of global aviation to anthropogenic climate forcing for 2000 to 2018“. In: *Atmospheric Environment* 244 (Jan. 2021), S. 117834. ISSN: 1352-2310. DOI: [10.1016/j.atmosenv.2020.117834](https://doi.org/10.1016/j.atmosenv.2020.117834). URL: <http://dx.doi.org/10.1016/j.atmosenv.2020.117834>.
- [4] Heinrich Mensen. *Handbuch der Luftfahrt*. Springer Berlin Heidelberg, 2013. ISBN: 9783642344022. DOI: [10.1007/978-3-642-34402-2](https://doi.org/10.1007/978-3-642-34402-2). URL: <http://dx.doi.org/10.1007/978-3-642-34402-2>.
- [5] Paul Weitz. *Fortschrittliche ATM-Konzepte, Raumbezogene Emissionsauswertung und -darstellung für Luftverkehrssimulationen im Rahmen von EWMS*. Bachelorarbeit, Institut für Flugführung, DLR, IB-Nummer: 112/2010/41. 2010. URL: [https://elib.dlr.de/65597/2/112-2010\\_41\\_Schadstoffemissionsauswertungen\\_in\\_EWMS\\_%5BP.\\_Weitz%5D.pdf](https://elib.dlr.de/65597/2/112-2010_41_Schadstoffemissionsauswertungen_in_EWMS_%5BP._Weitz%5D.pdf).
- [6] Air Transport Action Group (ATAG). *Beginner’s Guide to Sustainable Aviation Fuel*. April 2023. URL: <https://aviationbenefits.org/downloads/beginners-guide-to-sustainable-aviation-fuel/>.
- [7] European Environment Agency and European Union Aviation Safety Agency. *European Aviation Environmental Report 2019*. Techn. Ber. 2019. DOI: <https://data.europa.eu/doi/10.2822/309946>. URL: [https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/eaer-downloads//219473\\_EASA\\_EAER\\_2019\\_WEB\\_HI-RES\\_190311.pdf](https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/eaer-downloads//219473_EASA_EAER_2019_WEB_HI-RES_190311.pdf).

- 
- [8] J.E. Penner, D.H. Lister, D.J. Griggs, D.J. Dokken und M. McFarland. *Aviation and the Global Atmosphere*. Hrsg. von Cambridge University Press. United Kingdom, 1999. URL: <https://archive.ipcc.ch/ipccreports/sres/aviation/index.php?idp=0>.
- [9] Neil Dickson. *ICAO Standards and Recommended Practices on Local Air Quality*. 2019. URL: <https://www.icao.int/Meetings/ENVSymposium/Presentations/Neil%20Dickson%20Session%205v2.pdf>.
- [10] Uta Frankenberg, Stefanie Heng-Ruschek und Theo Rindlisbacher. *Expertenanhörung Ultrafeinstaub*. Frankfurt am Main. Datum: 22.- 23. August 2019. 2019. URL: [https://www.umwelthaus.org/media/dokumentation\\_expertenanhoerung\\_ultrafeinstaub.pdf](https://www.umwelthaus.org/media/dokumentation_expertenanhoerung_ultrafeinstaub.pdf).
- [11] ICAO 2019 Environmental Report Aviation and Environment. *Destination Green: The Next Chapter*. Techn. Ber. ICAO, 2019. URL: <https://www.icao.int/environmental-protection/pages/envrep2019.aspx>.
- [12] European Aviation Safety Agency. *ICAO Aircraft Engine Emissions Datenbank mit Stand 07/2024*. URL: <https://www.easa.europa.eu/en/domains/environment/icao-aircraft-engine-emissions-databank>.
- [13] ICAO. *Annex 16: Environmental protection: Volume II - Aircraft Engine Emissions*. International Civil Aviation Organization, 2023. URL: <https://www.bazl.admin.ch/bazl/en/home/themen/legislation/anhaenge-icao.html>.
- [14] Jennie Foley. *Persönliche Kommunikation; Inhalt: Dear Mr Rohkamp, Please see below response from P&WC: P&WC does not consider it appropriate to give unrestricted access of the FOI turboprop emissions database to Mr. Marius Rohkamp. The P&WC turboprop emissions data is considered to be proprietary data that was provided to FOI for the purpose of establishing aircraft landing surcharges based on emissions. As such, this data was not intended to be made publicly available, as dissemination of this proprietary data could negatively affect P&WC's competitive position within the industry.* E-Mail-Korrespondenz. Datum: 13. Februar. 2024.
- [15] European Union Aviation Safety Agency. *Report on impact assessment of nvPM emissions from non-regulated engines*. November 2023. URL: <https://www.easa.europa.eu/en/research-projects/environmental-research-engine-emissions>.
- [16] Theo Rindlisbacher. *Persönliche Kommunikation*. E-Mail-Korrespondenz. Datum: 30. Oktober 2024. 2024.

- [17] Theo Rindlisbacher. *Guidance on the Determination of Helicopter Emissions*. Reference: 0/3/33/33-05-20. Federal Office of Civil Aviation FOCA, 2015. URL: <https://www.bazl.admin.ch/bazl/de/home/themen/umwelt/schadstoffe/triebwerkemissionen/anleitung-zur-abschaetzung-von-helikopteremissionen.html>.
- [18] ICAO. *CORSIA Sustainability Criteria for CORSIA Eligible Fuels*. November 2022. URL: [https://www.icao.int/environmental-protection/CORSIA/Documents/CORSIA\\_Eligible\\_Fuels/ICAO%20document%2005%20-%20Sustainability%20Criteria%20-%20November%202022.pdf](https://www.icao.int/environmental-protection/CORSIA/Documents/CORSIA_Eligible_Fuels/ICAO%20document%2005%20-%20Sustainability%20Criteria%20-%20November%202022.pdf).
- [19] Air Transport Action Group (ATAG). *Waypoint 2050: Balancing growth in connectivity with a comprehensive global air transport response to the climate emergency: a vision of net-zero aviation by mid-century*. September 2021. URL: [https://aviationbenefits.org/media/167417/w2050\\_v2021\\_27sept\\_full.pdf](https://aviationbenefits.org/media/167417/w2050_v2021_27sept_full.pdf).
- [20] ICAO 2022 Environmental Report. *Innovation for a green transition*. Techn. Ber. ICAO, 2022. URL: <https://www.icao.int/environmental-protection/Documents/EnvironmentalReports/2022/ICAO%20ENV%20Report%2022%20F4.pdf>.
- [21] S. Richter, Drewke D., Hellwig F., Lauer L. and Dietrich B. und S. Grohs M. and Rathgeber S. and Dunning. *Hemmnisse und Herausforderungen zum Markthochlauf von SAF*. Juli 2024. URL: [https://www.innofuels.de/img/InnoFuels\\_Luftfahrt\\_AP4.3.3\\_Bericht-Hemm.pdf](https://www.innofuels.de/img/InnoFuels_Luftfahrt_AP4.3.3_Bericht-Hemm.pdf).
- [22] European Union. *Regulation (EU) 2023/2405 of the European Parliament and of the Council of 18 October 2023 on ensuring a level playing field for sustainable air transport (ReFuelEU Aviation)*. Oktober 2023. URL: <https://eur-lex.europa.eu/eli/reg/2023/2405/oj>.
- [23] Mark A. Rumizen. „Qualification of Alternative Jet Fuels“. In: *Frontiers in Energy Research* 9 (Nov. 2021). ISSN: 2296-598X. DOI: 10.3389/fenrg.2021.760713. URL: <http://dx.doi.org/10.3389/fenrg.2021.760713>.
- [24] *Measurement of Gaseous HAP Emissions from Idling Aircraft as a Function of Engine and Ambient Conditions*. Transportation Research Board, Mai 2012. ISBN: 9780309214018. DOI: 10.17226/13655. URL: <http://dx.doi.org/10.17226/13655>.
- [25] William Raillant-Clark. *Landmark ICAO Symposium highlights the importance of enhanced cooperation on aviation non-CO2 emissions*. September 2024. URL: <https://www.icao.int/Newsroom/Pages/Landmark-ICAO-Symposium>

- [m-highlights-the-importance-of-enhanced-cooperation-on-aviation-non.aspx](#).
- [26] B. E. Anderson, H.-S. Branham, C. H. Hudgins, J. V. Plantk, J. O. Ballenthin, T. M. Miller, A. A. Viggiano, D. R. Blake, H. Boudries, M. Canagaratna, R. C. Miake-Lye, T. Onasch, J. Wormhoudt, D. Worsnop, K. E. Brunke, S. Culler, P. Penko, T. Sanders, H.-S. Han, P. Lee, D. Y. H. Pui, K. L. Thornhill und E. L. Winstead. *Experiment to Characterize Aircraft Volatile Aerosol and Trace-Species Emissions (EXCAVATE)*. August 2005. URL: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20050214696>.
- [27] C.C. Wey, B.E. Anderson, C. Hudgins, C. Wey, X. Li-Jones, E. Winstead, L.K. Thornhill, P. Lobo, D. Hagen, P. Whitefield, P.E. Yelvington, S.C. Herndon, T.B. Onasch, R.C. Miake-Lye, J. Wormhoudt, W.B. Knighton, R. Howard, D. Bryant, E. Corporan, C. Moses, D. Holve und W. Dodds. *Aircraft Particle Emissions eXperiment (APEX)*. September 2006. URL: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20060046626/downloads/20060046626.pdf>.
- [28] B. E. Anderson, H.-S. Branham, C. H. Hudgins, J. V. Plantk, K. L. Thornhill, E. L. Winstead, L.D. Ziemba, R. Howard, E. Corporan, R. C. Miake-lye, S. C. Herndon, W. Dodds, B. Lee, G. Santoni, P. Whitefield, D. Hagen, P. Lobo, W. B. Knighton, D. Bulzan, K. Tacina, C. Wey, R. Vander Wal, A. Bhargava, J. Kinsey und D. S. Liscinsky. *Alternative Aviation Fuel Experiment (AAFEX)*. February 2011. URL: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20110007202/downloads/20110007202.pdf>.
- [29] B. E. Anderson. *Alternative-Fuel Effects on Contrails & Cruise Emissions (ACCESS-2) Flight Experiment*. June 2015. URL: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20160006477>.
- [30] T. Schripp, B. Anderson, E. C. Crosbie, R. H. Moore, F. Herrmann, P. Oswald, C. Wahl, M. Kapernaum, M. Köhler, P. Le Clercq, B. Rauch, P. Eichler, T. Mikoviny und A. Wisthaler. „Impact of Alternative Jet Fuels on Engine Exhaust Composition During the 2015 ECLIF Ground-Based Measurements Campaign“. In: *Environmental science & technology* 52.8 (2018), S. 4969–4978. DOI: [10.1021/acs.est.7b06244](https://doi.org/10.1021/acs.est.7b06244). URL: <http://dx.doi.org/10.1021/acs.est.7b06244>.
- [31] Christiane Voigt, Jonas Kleine, Daniel Sauer, Richard H. Moore, Tiziana Bräuer, Patrick Le Clercq, Stefan Kaufmann, Monika Scheibe, Tina Jurkat-Witschas, Manfred Aigner, Uwe Bauder, Yvonne Boose, Stephan Borrmann, Ewan Crosbie, Glenn S. Diskin, Joshua DiGangi, Valerian Hahn, Christopher Heckl, Felix Huber, John B. Nowak, Markus Rapp, Bastian Rauch, Claire Robinson, Tobias Schripp, Michael Shook, Edward Winstead, Luke Ziemba,

- Hans Schlager und Bruce E. Anderson. „Cleaner burning aviation fuels can reduce contrail cloudiness“. In: *Communications Earth & Environment* 2.1 (2021). DOI: [10.1038/s43247-021-00174-y](https://doi.org/10.1038/s43247-021-00174-y).
- [32] A. Petzold, R. Marsh, M. Johnson, M. Miller, Y. Sevcenco, D. Delhaye, X. Vancassel, A. Ibrahim, A. Veira, P. Williams, H. Bauer, S. Morris, P. Kay, P. Bowen, W.D. Bachalo und D. Raper. *SAMPLE I - Studying, sAmpling and Measuring of aircraft ParticuLate Emissions I*. Dezember 2008. URL: <https://www.easa.europa.eu/en/document-library/research-reports/easa2008op13>.
- [33] A. Hartikainen, M. Ihalainen, D. Shukla, M. Rohkamp, A. Mukherjee, Q. He, S. Piel, A. Virkkula, D. Li, T. Kokkola, S. Jeong, H. Koponen, U. Etzien, A. Das, K. Luoma, L. Schwalb, T. Gröger, A. Barth, M. Sklorz, T. Streibel, H. Czech, B. Gündling, M. Kalberer, B. Buchholz, A. Hupfer, T. Adam, T. Hohaus, J. Øvrevik, R. Zimmermann und O. Sippula. „Photochemical aging of aviation emissions: transformation of chemical and physical properties of exhaust emissions from a laboratory-scale jet engine combustion chamber“. In: *EGUsphere* (2025). URL: <https://doi.org/10.5194/egusphere-2024-3836>.
- [34] A. Crayford, M. Johnson, R. Marsh, Y. Sevcenco, D. Walters, P. Williams, A. Petzold, P. Bowen, J. Wang und D. Lister. *SAMPLE III - Studying, sAmpling and Measuring of aircraft ParticuLate Emissions III - Specific Contract 02 SAMPLE III – SC.02*. November 2012. URL: <https://www.easa.europa.eu/en/document-library/research-reports/easa2010fc10-sc02>.
- [35] R. Marsh, A. Crayford, A. Petzold, M. Johnson, P. Williams, A. Ibrahim, P. Kay, S. Morris, D. Delhaye, D. Lottin, X. Vancassel, D. Raper, S. Christie, M. Bennett, M. Miller, Y. Sevcenco, C. Rojo und P. Bowen. *Studying, sAmpling and Measuring of aircraft ParticuLate Emissions II (SAMPLE II) - Final Report*. März 2011. URL: <https://www.easa.europa.eu/en/document-library/research-reports/easa2009op18>.
- [36] A. Crayford, M. Johnson, R. Marsh, Y. Sevcenco, D. Walters, P. Williams, S. Christie, W. Chung, A. Petzold, A. Ibrahim, D. Delhaye, P. Quincey, P. Bowen, H. Coe, D. Raper und C. Wilson. *SAMPLE III SC.01 - Studying, sAmpling and Measuring of aircraft ParticuLate Emissions III: Specific Contract 01, Contribution to aircraft engine PM certification requirement and standard*. Dezember 2010. URL: <https://research.manchester.ac.uk/en/publications/sample-iii-sc01-studying-sampling-and-measuring-of-aircraft-parti>.

- [37] Lukas Durdina. *Non-volatile particulate matter emissions from commercial aircraft turbine engines: experimental characterization and emission inventory*. Diss. ETH No. 23978. 2016. DOI: <https://doi.org/10.3929/ethz-a-010861688>. URL: <https://www.research-collection.ethz.ch/handle/20.500.11850/129074>.
- [38] Prem Lobo, Lukas Durdina, Gregory J. Smallwood, Theodor Rindlisbacher, Frithjof Siegerist, Elizabeth A. Black, Zhenhong Yu, Amewu A. Mensah, Donald E. Hagen, Richard C. Miake-Lye, Kevin A. Thomson, Benjamin T. Brem, Joel C. Corbin, Manuel Abegglen, Berko Sierau, Philip D. Whitefield und Jing Wang. „Measurement of Aircraft Engine Non-Volatile PM Emissions: Results of the Aviation-Particle Regulatory Instrumentation Demonstration Experiment (A-PRIDE) 4 Campaign“. In: *Aerosol Science and Technology* 49.7 (Mai 2015), S. 472–484. ISSN: 1521-7388. DOI: [10.1080/02786826.2015.1047012](https://doi.org/10.1080/02786826.2015.1047012). URL: <http://dx.doi.org/10.1080/02786826.2015.1047012>.
- [39] Aerospace Testing International. *Sample IV project measures engine emissions - A European project to measure the particulate matter emitted by non-regulated aero engines is informing the creation of environmental emissions regulations*. Januar 2025. URL: <https://cdn.coverstand.com/63357/836839/8590578960c835711e56ee25e621f51948a75577.7.pdf>.
- [40] M. Masiol und R. M. Harrison. „Aircraft engine exhaust emissions and other airport-related contributions to ambient air pollution: A review“. In: *Atmospheric Environment* 95 (Okt. 2014), S. 409–455. ISSN: 1352-2310. DOI: [10.1016/j.atmosenv.2014.05.070](https://doi.org/10.1016/j.atmosenv.2014.05.070). URL: <http://dx.doi.org/10.1016/j.atmosenv.2014.05.070>.
- [41] R. H. Moore, M. Shook, A. Beyersdorf, C. Corr, S. Herndon, W. B. Knighton, R. Miake-Lye, K. L. Thornhill, E. L. Winstead, Z. Yu, L. D. Ziemba und B. E. Anderson. „Influence of Jet Fuel Composition on Aircraft Engine Emissions: A Synthesis of Aerosol Emissions Data from the NASA APEX, AAFEX, and ACCESS Missions“. In: *Energy and Fuels* 29.4 (Apr. 2015), S. 2591–2600. ISSN: 1520-5029. DOI: [10.1021/ef502618w](https://doi.org/10.1021/ef502618w). URL: <http://dx.doi.org/10.1021/ef502618w>.
- [42] B. T. Brem, L. Durdina, F. Siegerist, P. Beyerle, K. Bruderer, T. Rindlisbacher, S. Rocci-Denis, M. G. Andac, J. Zelina, O. Penanhoat und J. Wang. „Effects of Fuel Aromatic Content on Nonvolatile Particulate Emissions of an In-Production Aircraft Gas Turbine“. In: *Environmental Science and Technology* 49.22 (Nov. 2015), S. 13149–13157. ISSN: 1520-5851. DOI: [10.1021/acs.est.5b04167](https://doi.org/10.1021/acs.est.5b04167). URL: <http://dx.doi.org/10.1021/acs.est.5b04167>.

- [43] L. Durdina, B. T. Brem, M. Elser, D. Schönenberger, F. Siegerist und J. G. Anet. „Reduction of Nonvolatile Particulate Matter Emissions of a Commercial Turbofan Engine at the Ground Level from the Use of a Sustainable Aviation Fuel Blend“. In: *Environmental Science & Technology* 55.21 (Okt. 2021), S. 14576–14585. ISSN: 1520-5851. DOI: [10.1021/acs.est.1c04744](https://doi.org/10.1021/acs.est.1c04744). URL: <http://dx.doi.org/10.1021/acs.est.1c04744>.
- [44] J. Cain, M. J. DeWitt, D. Blunck, E. Corporan, R. Striebich, D. Anneken, C. Klingshirn, W. M. Roquemore und R. Vander Wal. „Characterization of Gaseous and Particulate Emissions From a Turboshaft Engine Burning Conventional, Alternative, and Surrogate Fuels“. In: *Energy and Fuels* 27.4 (Apr. 2013). ISSN: 1520-5029. DOI: [10.1021/ef400009c](https://doi.org/10.1021/ef400009c). URL: <http://dx.doi.org/10.1021/ef400009c>.
- [45] E. Corporan, M. DeWitt und M. Wagner. *Evaluation of soot particulate mitigation additives in a T63 engine*. Juni 2004. DOI: [10.1016/j.fuproc.2003.11.016](https://doi.org/10.1016/j.fuproc.2003.11.016). URL: <http://dx.doi.org/10.1016/j.fuproc.2003.11.016>.
- [46] E. Corporan, T. Edwards, L. Shafer, M. J. DeWitt, C. Klingshirn, S. Zabar-nick, Z. West, R. Striebich, J. Graham und J. Klein. „Chemical, Thermal Stability, Seal Swell, and Emissions Studies of Alternative Jet Fuels“. In: *Energy and Fuels* 25.3 (März 2011), S. 955–966. ISSN: 1520-5029. DOI: [10.1021/ef101520v](https://doi.org/10.1021/ef101520v). URL: <http://dx.doi.org/10.1021/ef101520v>.
- [47] G. T. Drozd, M. A. Miracolo, A. A. Presto, E. M. Lipsky, D. D. Riemer, E. Corporan und A. L. Robinson. „Particulate Matter and Organic Vapor Emissions from a Helicopter Engine Operating on Petroleum and Fischer–Tropsch Fuels“. In: *Energy and Fuels* 26.8 (Aug. 2012), S. 4756–4766. ISSN: 1520-5029. DOI: [10.1021/ef300651t](https://doi.org/10.1021/ef300651t). URL: <http://dx.doi.org/10.1021/ef300651t>.
- [48] C.D. Klingshirn, M. DeWitt, R. Striebich, D. Anneken, L. Shafer, E. Corporan, M. Wagner und D. Brigalli. *Hydroprocessed Renewable Jet Fuel Evaluation, Performance, and Emissions in a T63 Turbine Engine*. 2012. DOI: [10.1115/1.4004841](https://doi.org/10.1115/1.4004841).
- [49] in M. J. E. Corporan, DeWitt, C. D. Klingshirn, R. Striebich und M. Cheng. „Emissions Characteristics of Military Helicopter Engines with JP-8 and Fischer-Tropsch Fuels“. In: *Journal of Propulsion and Power* 26.2 (März 2010), S. 317–324. ISSN: 1533-3876. DOI: [10.2514/1.43928](https://doi.org/10.2514/1.43928). URL: <http://dx.doi.org/10.2514/1.43928>.
- [50] E. Corporan, A. Quick und M. J. DeWitt. „Characterization of Particulate Matter and Gaseous Emissions of a C-130H Aircraft“. In: *Journal of the Air and Waste Management Association* 58.4 (Apr. 2008), S. 474–483. ISSN: 2162-

2906. DOI: [10.3155/1047-3289.58.4.474](https://doi.org/10.3155/1047-3289.58.4.474). URL: <http://dx.doi.org/10.3155/1047-3289.58.4.474>.
- [51] C. W. Spicer, M. W. Holdren, K. A. Cowen, D. W. Joseph, J. Satola, B. Goodwin, H. Mayfield, A. Laskin, M. L. Alexander, J. V. Ortega, M. Newburn, R. Kagann und R. Hashmonay. „Rapid measurement of emissions from military aircraft turbine engines by downstream extractive sampling of aircraft on the ground: Results for C-130 and F-15 aircraft“. In: *Atmospheric Environment* 43.16 (Mai 2009), S. 2612–2622. ISSN: 1352-2310. DOI: [10.1016/j.atmosenv.2009.02.012](https://doi.org/10.1016/j.atmosenv.2009.02.012). URL: <http://dx.doi.org/10.1016/j.atmosenv.2009.02.012>.
- [52] J. S. Kinsey, M. T. Timko, S. C. Herndon, E. C. Wood, Z. Yu, R. C. Miake-Lye, P. Lobo, P. Whitefield, D. Hagen, C. Wey, B. E. Anderson, A. J. Beyersdorf, C. H. Hudgins, K. L. Thornhill, E. Winstead, R. Howard, D. I. Bulzan, K. B. Tacina und W. B. Knighton. „Determination of the emissions from an aircraft auxiliary power unit (APU) during the Alternative Aviation Fuel Experiment (AAFEX)“. In: *Journal of the Air and Waste Management Association* 62.4 (Feb. 2012), S. 420–430. ISSN: 2162-2906. DOI: [10.1080/10473289.2012.655884](https://doi.org/10.1080/10473289.2012.655884). URL: <http://dx.doi.org/10.1080/10473289.2012.655884>.
- [53] Z. C. J. Decker, P. A. Alpert, M. Ammann, J. G. Anet, M. Bauer, T. Cui, L. Durdina, J. Edebeli, M. Gysel-Beer, A. S. H. Prévôt, L. Qi, J. G. Slowik, C. Spirig, S. Tinorua, F. Ungeheuer, A. Vogel, J. Zhang und B. T. Brem. *Emission and Formation of Aircraft Engine Oil Ultrafine Particles*. 2024. DOI: [10.1021/acsestair.4c00184](https://doi.org/10.1021/acsestair.4c00184). URL: <https://doi.org/10.1021/acsestair.4c00184>.
- [54] U. Schuhmann. *On conditions for contrails formation from aircraft exhausts*. 1996. URL: <https://elib.dlr.de/32128/1/mz-96.pdf>.
- [55] Fangqun Yu, Bernd Kärcher und Bruce E. Anderson. „Revisiting Contrail Ice Formation: Impact of Primary Soot Particle Sizes and Contribution of Volatile Particles“. In: *Environmental Science and Technology* 58.40 (Sep. 2024), S. 17650–17660. ISSN: 1520-5851. DOI: [10.1021/acs.est.4c04340](https://doi.org/10.1021/acs.est.4c04340). URL: <http://dx.doi.org/10.1021/acs.est.4c04340>.
- [56] Lars Zigan. *Technische Verbrennung (TV)*. Vorlesungsunterlagen, Universität der Bundeswehr München, Neubiberg. 2024.
- [57] Arthur H. Lefebvre und Dilip R. Ballal. *Gas Turbine Combustion*. CRC Press, Apr. 2010. ISBN: 9781420086058. DOI: [10.1201/9781420086058](https://doi.org/10.1201/9781420086058). URL: <http://dx.doi.org/10.1201/9781420086058>.

- [58] Timothy C. Lieuwen, Vigor Yang, Alberto Amato, Meredith B. Colket, Willard Dodds, Alan H. Epstein, Adnan Eroglu, Ponnuthurai Gokulakrishnan, Christoph Hassa, James B. Hoke, Michael S. Klassen, Manfred Klein, Michael Koeng, Werner Krebs, Vincent McDonell, Randal G. McKinney, Richard C. Miake-Lye, Geoff Myers, Thomas Sattelmayer und Jerry M. Seitzman. *Gas Turbine Emissions*. Cambridge University Press, Juni 2013. ISBN: 9781139015462. DOI: [10.1017/cbo9781139015462](https://doi.org/10.1017/cbo9781139015462). URL: <http://dx.doi.org/10.1017/CB09781139015462>.
- [59] Norbert Peters. *Technische Verbrennung I*. 2010. URL: [https://itv.rwth-aachen.de/fileadmin/LehreSeminar/TechnischeVerbrennung/Technische\\_Verbrennung\\_Diplom.pdf](https://itv.rwth-aachen.de/fileadmin/LehreSeminar/TechnischeVerbrennung/Technische_Verbrennung_Diplom.pdf).
- [60] H. Bockhorn. *Soot Formation in Combustion: Mechanisms and Models*. Springer Berlin Heidelberg, 1994. ISBN: 9783642851674. DOI: [10.1007/978-3-642-85167-4](https://doi.org/10.1007/978-3-642-85167-4). URL: <http://dx.doi.org/10.1007/978-3-642-85167-4>.
- [61] J. Warnatz und U. Maas. *Technische Verbrennung*. Springer Berlin Heidelberg, 1993. ISBN: 9783662102664. DOI: [10.1007/978-3-662-10266-4](https://doi.org/10.1007/978-3-662-10266-4). URL: <http://dx.doi.org/10.1007/978-3-662-10266-4>.
- [62] Andreas Hupfer. *Kraftstoffeinspritzsysteme für Vormischbrenner kleiner Fluggasurbinen*. Dr. Hut Verlag, 2007. ISBN: 978-3-89963-466-2. URL: <https://mediatum.ub.tum.de/?id=1539189>.
- [63] J. Warnatz, U. Maas und R. W. Dibble. *Verbrennung: Physikalisch-Chemische Grundlagen, Modellierung und Simulation, Experimente, Schadstoffentstehung*. 3. Aufl. Berlin, Germany: Springer, Sep. 2012. ISBN: 978-3-642-62658-6.
- [64] William C. Hinds und Yifang Zhu. *Aerosol Technology - Properties, Behavior, and Measurement of Airborne Particles*. Wiley, 2022. ISBN: 978-1-119-49404-1.
- [65] Dekati Ltd. *Secondary Aerosols*. 2025. URL: <https://dekati.com/applications/secondary-aerosols/>.
- [66] Ian M. Kennedy. „Models of soot formation and oxidation“. In: *Progress in Energy and Combustion Science* 23.2 (Jan. 1997), S. 95–132. ISSN: 0360-1285. DOI: [10.1016/S0360-1285\(97\)00007-5](https://doi.org/10.1016/S0360-1285(97)00007-5). URL: [http://dx.doi.org/10.1016/S0360-1285\(97\)00007-5](http://dx.doi.org/10.1016/S0360-1285(97)00007-5).
- [67] M. Frenklach. „Reaction mechanism of soot formation in flames“. In: *Physical Chemistry Chemical Physics* 4.11 (Feb. 2002), S. 2028–2037. ISSN: 1463-9084. DOI: [10.1039/b110045a](https://doi.org/10.1039/b110045a). URL: <http://dx.doi.org/10.1039/B110045A>.

- [68] U. Trivanovic und S. E. Pratsinis. „Opinion: Eliminating aircraft soot emissions“. In: *Aerosol Research* 2.2 (Juli 2024), S. 207–223. ISSN: 2940-3391. DOI: [10.5194/ar-2-207-2024](https://doi.org/10.5194/ar-2-207-2024). URL: <http://dx.doi.org/10.5194/ar-2-207-2024>.
- [69] EASA. *European Aviation Environmental Report 2022*. Techn. Ber. 2022. URL: [https://www.easa.europa.eu/eco/sites/default/files/2022-09/220723\\_EASA%20EAER%202022.pdf](https://www.easa.europa.eu/eco/sites/default/files/2022-09/220723_EASA%20EAER%202022.pdf).
- [70] B. Owen, J. G. Anet, N. Bertier, S. Christie, M. Cremaschi, S. Dellaert, J. Edebeli, U. Janicke, J. Kuenen, L. Lim und E. Terrenoire. „Review: Particulate Matter Emissions from Aircraft“. In: *Atmosphere* 13.8 (Aug. 2022), S. 1230. ISSN: 2073-4433. DOI: [10.3390/atmos13081230](https://doi.org/10.3390/atmos13081230). URL: <http://dx.doi.org/10.3390/atmos13081230>.
- [71] J. Harper, E. Durand, P. Bowen, D. Pugh, M. Johnson und A. Crayford. „Influence of alternative fuel properties and combustor operating conditions on the nvPM and gaseous emissions produced by a small-scale RQL combustor“. In: *Fuel* 315 (Mai 2022), S. 123045. ISSN: 0016-2361. DOI: [10.1016/j.fuel.2021.123045](https://doi.org/10.1016/j.fuel.2021.123045). URL: <http://dx.doi.org/10.1016/j.fuel.2021.123045>.
- [72] Andreas Hupfer. *Gesprächsnotiz zur Besprechung der theoretischen Grundlagen zur Anfertigung der Disseration*. Persönliche Kommunikation. Datum: 15. Januar 2025.
- [73] Y. R. Hicks und K. M. Tacina. *Design Guidelines for Swirl-Venturi Fuel-Air Mixers for Lean Direct Injection Combustors*. 2021. URL: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20210011787>.
- [74] Gasmeter. *FTIR Gas Analysis*. 2018. URL: <https://www.gasmet.com/white-papers/ftir-technology-white-paper/>.
- [75] Gerhard Wiegleb. *Gasmesstechnik in Theorie und Praxis: Messgeräte, Sensoren, Anwendungen*. Springer Fachmedien Wiesbaden, 2016. DOI: [10.1007/978-3-658-10687-4](https://doi.org/10.1007/978-3-658-10687-4). URL: <http://dx.doi.org/10.1007/978-3-658-10687-4>.
- [76] J. Hönle, A. Barth, W. Erhard und H.P. Kau. *EU-Richtlinie 2008/50/EG des Europäischen Parlaments und des Rates vom 21. Mai 2008 über Luftqualität und saubere Luft für Europa*. 2008. URL: <https://eur-lex.europa.eu/legal-content/de/TXT/?uri=CELEX%3A32008L0050>.
- [77] T. W. Adam, C. Astorga, M. Clairotte, M. Duane, M. Elsasser, A. Krasenbrink, B. R. Larsen, U. Manfredi, G. Martini, L. Montero, M. Sklorz, R. Zimmermann und A. Perujo. „Chemical analysis and ozone formation potential of exhaust from dual-fuel (liquefied petroleum gas/gasoline) light duty

- vehicles“. In: *Atmospheric Environment* 45.17 (2011), S. 2842–2848. ISSN: 13522310. DOI: [10.1016/j.atmosenv.2011.03.002](https://doi.org/10.1016/j.atmosenv.2011.03.002).
- [78] T. Streibel, K. Hafner, F. Mühlberger, T. Adam und R. Zimmermann. „Resonance-Enhanced Multiphoton Ionization Time-of-Flight Mass Spectrometry for Detection of Nitrogen Containing Aliphatic and Aromatic Compounds: Resonance-Enhanced Multiphoton Ionization Spectroscopic Investigation and On-Line Analytical Application“. In: *Applied Spectroscopy* 60.1 (Jan. 2006), S. 72–79. ISSN: 1943-3530. DOI: [10.1366/000370206775382767](https://doi.org/10.1366/000370206775382767). URL: <http://dx.doi.org/10.1366/000370206775382767>.
- [79] U. Boesl, R. Zimmermann, C. Weickhardt, D. Lenoir, K. W. Schramm, A. Kettrup und E. W. Schlag. „Resonance-enhanced multi-photon ionization: a species-selective ion source for analytical time-of-flight mass spectroscopy“. In: *Chemosphere* 29.7 (Okt. 1994), S. 1429–1440. ISSN: 0045-6535. DOI: [10.1016/0045-6535\(94\)90276-3](https://doi.org/10.1016/0045-6535(94)90276-3). URL: [http://dx.doi.org/10.1016/0045-6535\(94\)90276-3](http://dx.doi.org/10.1016/0045-6535(94)90276-3).
- [80] R. Zimmermann, D. Lenoir, A. Kettrup, H. Nagel und U. Boesl. „On-line emission control of combustion processes by laser-induced resonance-enhanced multi-photon ionization/mass spectrometry“. In: *Symposium (International) on Combustion* 26.2 (1996), S. 2859–2868. ISSN: 0082-0784. DOI: [10.1016/S0082-0784\(96\)80126-3](https://doi.org/10.1016/S0082-0784(96)80126-3). URL: [http://dx.doi.org/10.1016/S0082-0784\(96\)80126-3](http://dx.doi.org/10.1016/S0082-0784(96)80126-3).
- [81] B. Gullett, A. Touati und L. Oudejans. „Use of REMPI–TOFMS for real-time measurement of trace aromatics during operation of aircraft ground equipment“. In: *Atmospheric Environment* 42.9 (März 2008), S. 2117–2128. ISSN: 1352-2310. DOI: [10.1016/j.atmosenv.2007.11.056](https://doi.org/10.1016/j.atmosenv.2007.11.056). URL: <http://dx.doi.org/10.1016/j.atmosenv.2007.11.056>.
- [82] Deutscher Wetterdienst. *Größenverteilung*. URL: [https://www.dwd.de/DE/forschung/atmosphaerenbeob/zusammensetzung\\_atmosphaere/aerosol/inh\\_nav/groessenverteilung.html](https://www.dwd.de/DE/forschung/atmosphaerenbeob/zusammensetzung_atmosphaere/aerosol/inh_nav/groessenverteilung.html).
- [83] Matthias Stieß. *Mechanische Verfahrenstechnik - Partikeltechnologie 1*. Springer Berlin Heidelberg, 2009. ISBN: 9783540325529. DOI: [10.1007/978/3-540-32552-9](https://doi.org/10.1007/978/3-540-32552-9). URL: <http://dx.doi.org/10.1007/978/3-540-32552-9>.
- [84] Cambustion. *Aerodynamic Aerosol Classifier User Manual Version 2.21*. 2016. URL: <https://www.cambustion.com/products/analytical-instrumentation/aac-aerodynamic-aerosol-classifier>.

- [85] Chowen C. Wey, Bruce E. Anderson, Changlie Wey, Richard C. Miake-Lye, Philip Whitefield und Robert Howard. „Overview on the Aircraft Particle Emissions Experiment (APEX)“. In: *Journal of Propulsion and Power* 23.5 (Sep. 2007), S. 898–905. ISSN: 1533-3876. DOI: [10.2514/1.26406](https://doi.org/10.2514/1.26406). URL: <http://dx.doi.org/10.2514/1.26406>.
- [86] Richard H. Moore, Kenneth L. Thornhill, Bernadett Weinzierl, Daniel Sauer, Eugenio D’Ascoli, Jin Kim, Michael Lichtenstern, Monika Scheibe, Brian Beaton, Andreas J. Beyersdorf, John Barrick, Dan Bulzan, Chelsea A. Corr, Ewan Crosbie, Tina Jurkat, Robert Martin, Dean Riddick, Michael Shook, Gregory Slover, Christiane Voigt, Robert White, Edward Winstead, Richard Yasky, Luke D. Ziemba, Anthony Brown, Hans Schlager und Bruce E. Anderson. „Biofuel blending reduces particle emissions from aircraft engines at cruise conditions“. In: *Nature* 543.7645 (März 2017), S. 411–415. ISSN: 1476-4687. DOI: [10.1038/nature21420](https://doi.org/10.1038/nature21420). URL: <http://dx.doi.org/10.1038/nature21420>.
- [87] G. Blumenthal, D. Linke und S. Vieth. *Chemie Grundwissen für Ingenieure*. Teubner, 2006. ISBN: 9783519035510. DOI: [10.1007/978-3-8351-9047-4](https://doi.org/10.1007/978-3-8351-9047-4). URL: <http://dx.doi.org/10.1007/978-3-8351-9047-4>.
- [88] A. Vinke und J. Vinke G. Marbach. *Chemie für Ingenieure*. Oldenbourg Wissenschaftsverlag, Jan. 2008. ISBN: 9783486586084. DOI: [10.1524/9783486594034](https://doi.org/10.1524/9783486594034). URL: <http://dx.doi.org/10.1524/9783486594034>.
- [89] SAE. *SAE ARP 6320 - Procedure for the Continuous Sampling and Measurement of Non-Volatile Particulate Matter Emissions from Aircraft Turbine Engines*. 2018. URL: <https://www.sae.org/standards/content/arp6320/>.
- [90] J. Schlatter, F. Arens, P. Böhler, J. Brunner, R. Eugster, C. Hüglin, R. Känzig und E. Weingartner. *Messung der Partikelanzahlkonzentration und -größenverteilung, Fachgruppe Partikelzählung 2007 bis 2010*. 2017. URL: [https://cerclair.ch/assets/pdf/28\\_2010\\_11\\_23\\_D\\_Partikelanzahlmessung\\_v1.1\\_Aktualisiert\\_Mai2017.pdf](https://cerclair.ch/assets/pdf/28_2010_11_23_D_Partikelanzahlmessung_v1.1_Aktualisiert_Mai2017.pdf).
- [91] SAE International. *SAE ARP 6481 - Procedure for the Calculation of Non-Volatile Particulate Matter Sampling and Measurement System Losses and System Loss Correction Factors. First Edition*. 400 Commonwealth Drive, Warrendale, PA, United States, 2019. DOI: [10.4271/ARP6481](https://doi.org/10.4271/ARP6481). URL: <https://www.sae.org/standards/content/arp6481/>.
- [92] SAE AIR 6504. *SAE AIR 6504 - Procedure for the Calculation of non-volatile Particulate Matter Sampling and Measurement System Penetration Functions and System Loss Correction Factors. First Edition*. 400 Commonwealth

- Drive, Warrendale, PA, United States, 2022. URL: <https://www.sae.org/standards/content/air6504/>.
- [93] Eliot Durand, Lukas Durdina, Greg Smallwood, Mark Johnson, Curdin Spirig, Jacinta Edebeli, Manuel Roth, Benjamin Brem, Yura Sevcenco und Andrew Crayford. *Correction for particle loss in a regulatory aviation nvPM emissions system using measured particle size*. 2023. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.jaerosci.2023.106140>. URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0021850223000058>.
- [94] M. Rohkamp, A. Rabl, B. Gündling, M. R. Saraji-Bozorgzad, C. Mull, J. Bendl, C. Neukirchen, C. Helcig, T. Adam, V. Gümmer und A. Hupfer. „Detailed Gaseous and Particulate Emissions of an Allison 250-C20B Turboshaft Engine“. In: *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power* 146.4 (Dez. 2023). ISSN: 1528-8919. DOI: [10.1115/1.4063693](https://doi.org/10.1115/1.4063693). URL: <http://dx.doi.org/10.1115/1.4063693>.
- [95] Pramod Kulkarni, Paul A. Baron und Klaus Willeke. *Aerosol Measurement: Principles, Techniques, and Applications*. Hrsg. von Wiley. Juni 2011. DOI: [10.1002/9781118001684](https://doi.org/10.1002/9781118001684). URL: <http://dx.doi.org/10.1002/9781118001684>.
- [96] M. Rohkamp, A. Rabl, J. Bendl, C. Neukirchen, M. R. Saraji-Bozorgzad, C. Helcig, A. Hupfer und Adam T. „Gaseous and particulate matter (PM) emissions from a turboshhaft-engine using different blends of sustainable aviation fuel (SAF)“. In: *Aerosol Science and Technology* (2024). DOI: [10.1080/02786826.2024.2417977](https://doi.org/10.1080/02786826.2024.2417977). URL: <https://doi.org/10.1080/02786826.2024.2417977>.
- [97] Hans Rick. *Gasturbinen und Flugantriebe: Grundlagen, Betriebsverhalten und Simulation*. Springer Berlin Heidelberg, 2013. ISBN: 9783540794462. DOI: [10.1007/978-3-540-79446-2](https://doi.org/10.1007/978-3-540-79446-2). URL: <http://dx.doi.org/10.1007/978-3-540-79446-2>.
- [98] J. Hönle, A. Barth, W. Erhard und H.P. Kau. *Engine quick start in case of emergency - A requirement for saving fuel by means of engine shutdown*. 2012. URL: [https://www.researchgate.net/publication/283673973\\_Engine\\_quick\\_start\\_in\\_case\\_of\\_emergency\\_-\\_A\\_requirement\\_for\\_saving\\_fuel\\_by\\_means\\_of\\_engine\\_shutdown](https://www.researchgate.net/publication/283673973_Engine_quick_start_in_case_of_emergency_-_A_requirement_for_saving_fuel_by_means_of_engine_shutdown).
- [99] A. Rabl, M. Rohkamp, M.R. Saraji-Bozorgzad, C. Helcig, R. Sallinen J. Vilja, J. Bendl, T. Adam, A. Hupfer und V. Gümmer. „Gaseous and Particulate Emissions of an Allison 250-C20B Turboshhaft Engine Running on HEFA-SPK and its Jet A-1 Blends“. In: *Proceedings of the ASME Turbo Expo 2024*:

- Turbomachinery Technical Conference and Exposition. Volume 2: Ceramics and Ceramic Composites, Coal, Biomass, Hydrogen, and Alternative Fuels* (2024). URL: <https://doi.org/10.1115/GT2024-126719>.
- [100] T.W. Adam, C. Astorga, M. Clairotte, M. Duane, M. Elsasser, A. Krasenbrink, B.R. Larsen, U. Manfredi, G. Martini, L. Montero, M. Sklorz, R. Zimmermann und A. Perujo. „Chemical analysis and ozone formation potential of exhaust from dual-fuel (liquefied petroleum gas/gasoline) light duty vehicles“. In: *Atmospheric Environment* 45.17 (Juni 2011), S. 2842–2848. ISSN: 1352-2310. DOI: [10.1016/j.atmosenv.2011.03.002](https://doi.org/10.1016/j.atmosenv.2011.03.002). URL: <http://dx.doi.org/10.1016/j.atmosenv.2011.03.002>.
- [101] M. Rachner. *Die Stoffeigenschaften von Kerosin Jet A-1*. 1998. URL: <https://elib.dlr.de/3185/>.
- [102] Anamaria P. P. Pires, Yinglei Han, John Kramlich und Manuel Garcia-Perez. „Chemical Composition and Fuel Properties of Alternative Jet Fuels“. In: *BioResources* 13.2 (Feb. 2018). ISSN: 1930-2126. DOI: [10.15376/biores.13.2.2632-2657](https://doi.org/10.15376/biores.13.2.2632-2657). URL: <http://dx.doi.org/10.15376/biores.13.2.2632-2657>.
- [103] H. P. Latscha, U. Kazmaier und H. A. Klein. *Organische Chemie: Chemie-Basiswissen II*. 5. Aufl. Springer, 2002. ISBN: 978-3-540-42941-2. DOI: [10.1007/978-3-662-09261-4](https://doi.org/10.1007/978-3-662-09261-4).
- [104] Thomas Musolf. *Kohlenwasserstoffe - vom Campinggas zum Superbenzin*. 2025. URL: <https://chemiezauber.de/inhalt/basic-4-kl-910/kohlenwasserstoffe-vom-campinggas-zum-superbenzin/benzin-und-autoabgase/iso-alkane.html>.
- [105] Inc. Scott Hoy Agilent Technologies. *Hydrocarbon Class Analysis of Conventional and Synthetic Aviation Turbine Fuels by ASTM D8396*. 2024. URL: <https://www.agilent.com/cs/library/applications/an-aviation-turbine-fuels-astm-d8396-5994-7929en-agilent.pdf>.
- [106] Ababneh Hani, Mohammad Nasr, Choudhury Hanif A., Zhang Lei, Gani Rafiqul, McKay Gordon und Elbashir Nimir. „Enhancing the lubricity of gas-to-liquid (GTL) paraffinic kerosene: impact of the additives on the physicochemical properties“. In: *BMC Chemical Engineering* 2.1 (Aug. 2020). ISSN: 2524-4175. DOI: [10.1186/s42480-020-00032-2](https://doi.org/10.1186/s42480-020-00032-2). URL: <http://dx.doi.org/10.1186/s42480-020-00032-2>.

- [107] A. Anuar, V.K. Undavalli, B. Khandelwal und S. Blakey. „Effect of fuels, aromatics and preparation methods on seal swell“. In: *The Aeronautical Journal* 125.1291 (Apr. 2021), S. 1542–1565. ISSN: 2059-6464. DOI: [10.1017/aer.2021.25](https://doi.org/10.1017/aer.2021.25). URL: <http://dx.doi.org/10.1017/aer.2021.25>.
- [108] ASTM International. *Standard Specification for Aviation Turbine Fuels*. ASTM D1655-22. 2022. URL: <https://store.astm.org/d1655-22.html>.
- [109] M. Koegl, C. Mull, K. Baderschneider, J. Wislicenus, S. Will und L. Zigan. „Characterization of Nile Red as a Tracer for Laser-Induced Fluorescence Spectroscopy of Gasoline and Kerosene and Their Mixture with Biofuels“. In: *Sensors* 19.12 (Juni 2019), S. 2822. ISSN: 1424-8220. DOI: [10.3390/s19122822](https://doi.org/10.3390/s19122822). URL: <http://dx.doi.org/10.3390/s19122822>.
- [110] Edwin Corporan, Matthew J. DeWitt, Vincent Belovich, Robert Pawlik, Amy C. Lynch, James R. Gord und Terrence R. Meyer. „Emissions Characteristics of a Turbine Engine and Research Combustor Burning a Fischer–Tropsch Jet Fuel“. In: *Energy & Fuels* 21.5 (2007), S. 2615–2626. ISSN: 0887-0624. DOI: [10.1021/ef070015j](https://doi.org/10.1021/ef070015j).
- [111] A. Petzold Andreas, R. Marsh, M. Johnson, M. Miller, Y. Sevcenco, D. Delhaye, A. Ibrahim, P. Williams, H. Bauer, A. Crayford, W.D. Bachalo und D. Raper. „Evaluation of Methods for Measuring Particulate Matter Emissions from Gas Turbines“. In: *Environmental Science and Technology* 45.8 (März 2011), S. 3562–3568. ISSN: 1520-5851. DOI: [10.1021/es103969v](https://doi.org/10.1021/es103969v). URL: <http://dx.doi.org/10.1021/es103969v>.
- [112] J. C. Corbin, T. Schripp, B.E. Anderson, G.J. Smallwood, P. LeClercq, E. C. Crosbie, S. Achterberg, P.D. Whitefield, R.C. Miake-Lye, Z. Yu, A. Freedman, M. Trueblood, D. Satterfield, W. Liu, P. Oßwald, C. Robinson, M.A. Shook, R.H. Moore und P. Lobo. „Aircraft-engine particulate matter emissions from conventional and sustainable aviation fuel combustion: comparison of measurement techniques for mass, number, and size“. In: *Atmospheric Measurement Techniques* 15.10 (Mai 2022), S. 3223–3242. ISSN: 1867-8548. DOI: [10.5194/amt-15-3223-2022](https://doi.org/10.5194/amt-15-3223-2022). URL: <http://dx.doi.org/10.5194/amt-15-3223-2022>.
- [113] T.J. Johnson, M. Irwin, J.P.R. Symonds, J.S. Olfert und A.M. Boies. „Measuring aerosol size distributions with the aerodynamic aerosol classifier“. In: *Aerosol Science and Technology* 52.6 (März 2018), S. 655–665. ISSN: 1521-7388. DOI: [10.1080/02786826.2018.1440063](https://doi.org/10.1080/02786826.2018.1440063). URL: <http://dx.doi.org/10.1080/02786826.2018.1440063>.

- [114] L. Durdina, B.T. Brem, M. Abegglen, P. Lobo, T. Rindlisbacher, K.A. Thomson, G.J. Smallwood, D.E. Hagen, B. Sierau und J. Wang. „Determination of PM mass emissions from an aircraft turbine engine using particle effective density“. In: *Atmospheric Environment* 99 (Dez. 2014), S. 500–507. ISSN: 1352-2310. DOI: [10.1016/j.atmosenv.2014.10.018](https://doi.org/10.1016/j.atmosenv.2014.10.018). URL: <http://dx.doi.org/10.1016/j.atmosenv.2014.10.018>.
- [115] Prem Lobo, Lukas Durdina, Gregory J. Smallwood, Theodor Rindlisbacher, Frithjof Siegerist, Elizabeth A. Black, Zhenhong Yu, Amewu A. Mensah, Donald E. Hagen, Richard C. Miake-Lye, Kevin A. Thomson, Benjamin T. Brem, Joel C. Corbin, Manuel Abegglen, Berko Sierau, Philip D. Whitefield und Jing Wang. „Measurement of Aircraft Engine Non-Volatile PM Emissions: Results of the Aviation-Particle Regulatory Instrumentation Demonstration Experiment (A-PRIDE) 4 Campaign“. In: *Aerosol Science and Technology* 49.7 (2015), S. 472–484. ISSN: 0278-6826. DOI: [10.1080/02786826.2015.1047012](https://doi.org/10.1080/02786826.2015.1047012).
- [116] T. Schripp, B.E. Anderson, U. Bauder, B. Rauch, J.C. Corbin, G.J. Smallwood, P. Lobo, E.C. Crosbie, M.A. Shook, R.C. Miake-Lye, Z. Yu, A. Freedman, P.D. Whitefield, C.E. Robinson, S.L. Achterberg, M. Köhler, P. Oßwald, T. Grein, D. Sauer, C. Voigt, H. Schlager und P. LeClercq. „Aircraft engine particulate matter emissions from sustainable aviation fuels: Results from ground-based measurements during the NASA/DLR campaign ECLIF2/ND-MAX“. In: *Fuel* 325 (Okt. 2022), S. 124764. ISSN: 0016-2361. DOI: [10.1016/j.fuel.2022.124764](https://doi.org/10.1016/j.fuel.2022.124764). URL: <http://dx.doi.org/10.1016/j.fuel.2022.124764>.
- [117] L. Durdina, E. Durand, J. Edebeli, C. Spirig, B.T. Brem, M. Elser, F. Siegerist, M. Johnson, Y.A. Sevcenco und A.P. Crayford. „Characterizing and Predicting nvPM Size Distributions for Aviation Emission Inventories and Environmental Impact“. In: *Environmental Science and Technology* 58.24 (Juni 2024), S. 10548–10557. ISSN: 1520-5851. DOI: [10.1021/acs.est.4c02538](https://doi.org/10.1021/acs.est.4c02538). URL: <http://dx.doi.org/10.1021/acs.est.4c02538>.
- [118] J.S. Kinsey, E. Corporan, J. Pavlovic, M. DeWitt, C. Klingshirn und R. Logan. „Comparison of measurement methods for the characterization of the black carbon emissions from a T63 turboshaft engine burning conventional and Fischer-Tropsch fuels“. In: *Journal of the Air & Waste Management Association (1995)* 69.5 (2019), S. 576–591. DOI: [10.1080/10962247.2018.1556188](https://doi.org/10.1080/10962247.2018.1556188).
- [119] M. Abegglen, L. Durdina, B.T. Brem, J. Wang, T. Rindlisbacher, J.C. Corbin, U. Lohmann und B. Sierau. „Effective density and mass–mobility ex-

- ponents of particulate matter in aircraft turbine exhaust: Dependence on engine thrust and particle size“. In: *Journal of Aerosol Science* 88 (Okt. 2015), S. 135–147. ISSN: 0021-8502. DOI: [10.1016/j.jaerosci.2015.06.003](https://doi.org/10.1016/j.jaerosci.2015.06.003). URL: <http://dx.doi.org/10.1016/j.jaerosci.2015.06.003>.
- [120] N. Bullerdiek, J. Buse, N. Dögnitz, A. Feige, A. M. Halling, S. Hauschild, P. Hawighorst, M. Kaltschmitt, T. Kuchling, S. Kureti, S. Majer, C. Marquardt, F. Müller-Langer, U. Neuling, K. Oehmichen, J. Pechstein, D. Poselt, S. Scheuermann, T. Schripp, H. Stein und A. Zschocke. *Einsatz von Multiblend-JET-A-1 in der Praxis - Zusammenfassung der Ergebnisse aus dem Modellvorhaben der Mobilitäts- und Kraftstoffstrategie*. 2019. URL: <https://aireg.de/2019/09/01/forschungs-und-demonstrationsvorhaben-zum-einsatz-von-erneuerbarem-kerosin-am-flughafen-leipzig-halle-demo-spk/>.

## A Weitere Berechnungsmethoden der Emissionswerte

### FOCA Methode

#### Gas- und Partikelphase

Die „FOCA-Methode“ hat ihren Ursprung in einer Veröffentlichung vom schweizerischen Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL) bzw. Federal Office of Civil Aviation (FOCA) [17]. Für die Berechnung der EI ist ausschließlich die Angabe der Wellenleistung (SHP = shaft horse power) erforderlich. Die Prozentsätze der maximalen Wellenleistung für verschiedene Betriebszustände und -zeiten werden aufgelistet und zwischen drei Hubschrauber kategorien unterschieden: Hubschrauber mit Kolbenantriebwerk, Hubschrauber mit einem oder zwei Wellenleistungstriebwerken. Die berechnete Wellenleistung für verschiedene Betriebszustände wird dann in die unten aufgeführten Näherungsformeln eingegeben, die den Kraftstoffverbrauch und Emissionsfaktoren liefern. Nachfolgend sind die Formeln zur Berechnung für Wellenleistungstriebwerke mit einer Leistung von bis zu 600 SHP angegeben:

$$\begin{aligned} \text{Kraftstoffmassenstrom (kg/s)} &\approx 2,197 \times 10^{-15} \cdot \text{SHP}^5 - 4,4441 \times 10^{-12} \cdot \text{SHP}^4 \\ &\quad + 3,4208 \times 10^{-9} \cdot \text{SHP}^3 - 1,2138 \times 10^{-6} \cdot \text{SHP}^2 \\ &\quad + 2,414 \times 10^{-4} \cdot \text{SHP} + 0,004583 \end{aligned}$$

$$EI_{NO_x} \text{ (g/kg)} \approx 0,2113 \cdot (\text{SHP})^{0,5677}$$

$$EI_{UHC} \text{ (g/kg)} \approx 3819 \cdot (\text{SHP})^{-1,0801}$$

$$EI_{CO} \text{ (g/kg)} \approx 5660 \cdot (\text{SHP})^{-1,11}$$

$$\begin{aligned} EI_{nvPM} \text{ (g/kg)} &\approx -4,8 \times 10^{-8} \cdot \text{SHP}^2 + 2,3664 \times 10^{-4} \cdot \text{SHP} \\ &\quad + 0,1056 \end{aligned}$$

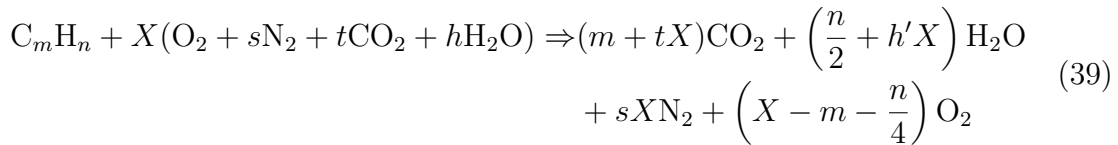
Ein durchgeführter Vergleich mit Emissionsfaktoren, welche nach der ICAO-Methode berechnet wurden, hat gezeigt, dass die „FOCA-Methode“ ungenau ist, jedoch für eine grobe Bestimmung herangezogen werden kann.

### APEX Methode

#### Gasphase nach APEX [85]

Da die ICAO-Methode und die Lösung der Gleichungssysteme nach Wey et al. [85] kompliziert sind und die Berechnungen genau durchgeführt werden müssen, wurde im Zuge der APEX-Messkampagne eine Näherungsmethode entwickelt. Diese basiert auf der Grundlage, dass bei modernen Triebwerken die Konzentrationen von

CO, UHC und NO<sub>x</sub> im Vergleich zu CO<sub>2</sub> vernachlässigbar sind. Unter der Annahme einer vollständigen Verbrennung (100% Brennkammer-Ausbrandgrad) wurde die Verbrennungsreaktion, angelehnt an Gleichung (24), wie folgt vereinfacht:



wobei:

$$s = \frac{S}{R} = 3,7722, \quad t = \frac{T}{R} = 0,00153, \quad h' = \frac{h}{R} = 4,7747$$

Der Wert  $X$ , ist der Anteil an Sauerstoff bzw. Luft, welcher an der Verbrennung teilgenommen hat. Dieser kann anhand der im Abgas gemessenen CO<sub>2</sub>-Konzentration wie folgt bestimmt werden:

$$[CO_2] = \frac{m + tX}{N} \quad (40)$$

wobei:

$$N = m + tX + \frac{n}{2} + h'X + sX - m - \frac{n}{4} = X(1 + s + t + h') \quad (41)$$

Sind die Anteile an der Verbrennung beteiligten Luft bekannt, kann mit Hilfe der molaren Massen der Luftbestandteile und des Kraftstoffs das FAR wie folgt berechnet werden:

$$\begin{aligned} FAR &= \frac{\text{Masse des Kraftstoffs}}{\text{Masse der Luft}} \\ &= \frac{1 \cdot MW \text{ der } C_m H_n}{X(MW_{O_2} + sMW_{N_2} + tMW_{CO_2} + h'MW_{H_2O})} \end{aligned} \quad (42)$$

Bei der Verwendung von Jet A-1 (C<sub>12</sub>H<sub>23</sub>) sowie der Standardfeuchtigkeit (spezifische Feuchtigkeit = 0,00629) (d.h.  $m = 12$ ,  $n = 23$ , und  $h = 0,01$ ) ergibt sich:

$$[CO_2] = \frac{m + Xt}{N} = \frac{12 + 0,00153X}{5,75 + 4,8215X} \Rightarrow X = \frac{12 - 5,75[CO_2]}{4,8215[CO_2] - 0,00153} \quad (43)$$

$$FAR = \frac{167,3}{138,6X} = \frac{1,207}{X} \quad (44)$$

Beträgt die gemessene CO<sub>2</sub>-Abgaskonzentration z. B. 3,88 vol%, ergibt sich FAR = 0,019.

Der Emissionsindex eines Schadstoffs  $i$  kann direkt aus der Definition berechnet werden:

$$EI_i \equiv \frac{g \text{ von Schadstoff } i}{kg \text{ Kraftstoff}} = \frac{MW_i}{28,964} \cdot ppm_i \cdot 0,001 \cdot \frac{(1 + FAR)}{FAR} \quad (\text{g/kg-Kraftstoff}) \quad (45)$$

Wobei  $\text{ppm}_i$  die Konzentration des Schadstoffs  $i$  in Einheiten von ppm ist und  $\text{MW}_i$  das Molekulargewicht des Schadstoffs  $i$  darstellt. Der  $\text{EI}_i$  kann auch anhand der folgenden Gleichung berechnet werden, nach der gleichen Philosophie einer vereinfachten Version unter Verwendung von  $\text{EI}_{\text{CO}_2}$ :

$$\frac{\text{EI}_i}{\text{EI}_{\text{CO}_2}} = \frac{\text{MW}_i}{\text{MW}_{\text{CO}_2}} \cdot \frac{\text{ppm}_i}{\text{ppm}_{\text{CO}_2}} \quad (46)$$

$$\text{EI}_i = \text{EI}_{\text{CO}_2} \cdot \frac{\text{MW}_i}{44} \cdot \frac{\text{ppm}_i}{\text{ppm}_{\text{CO}_2}} \quad (47)$$

$\text{EI}_{\text{CO}_2}$  variiert mit der Effizienz der Gasturbine (vorrangig mit dem Brennkammer-Ausbrandgrad) und ist daher an den Betriebspunkt bzw. die Leistung der Gasturbine gekoppelt. Nach [85] variiert der Wert jedoch nur geringfügig bei sehr hoher Verbrennungseffizienz, was für die meisten Gasturbinen (außer Leerlauf bei 4% und 7% Leistung) zutrifft. Für Jet A-1 wird typischerweise ein Wert von 3160 g/kg-fuel für  $\text{EI}_{\text{CO}_2}$  angenommen. Dieser Wert kann zu Fehlern von rund 0,5% bei einem Brennkammer-Ausbrandgrad von über 99,5% führen. Ist die Effizienz niedriger, beispielsweise unter Teillast, kann die prozentuale Abweichung von  $\text{EI}_{\text{CO}_2}$  knapp 5% bei einem Brennkammer-Ausbrandgrad von 96% betragen. Wird ein konstanter Wert  $\text{EI}_{\text{CO}_2} = 3160$  angenommen, ergibt sich die vereinfachte Berechnungsform für gasförmige Emissionen:

$$\text{EI}_i = 71,8 \cdot \text{MW}_i \cdot \frac{\text{ppm}_i}{\text{ppm}_{\text{CO}_2}} \quad (48)$$

Abbildung 43 veranschaulicht den Vergleich der Berechnungsmethoden nach der vereinfachten Darstellung gemäß Gleichung (48) mit einem konstanten Faktor  $\text{EI}_{\text{CO}_2}$  (hier als grüne Linie dargestellt) und der ICAO bzw. SAE Methode (als rote Punkte abgebildet). Die Messungen wurden an einem CFM56-2-C1 Triebwerk durchgeführt.

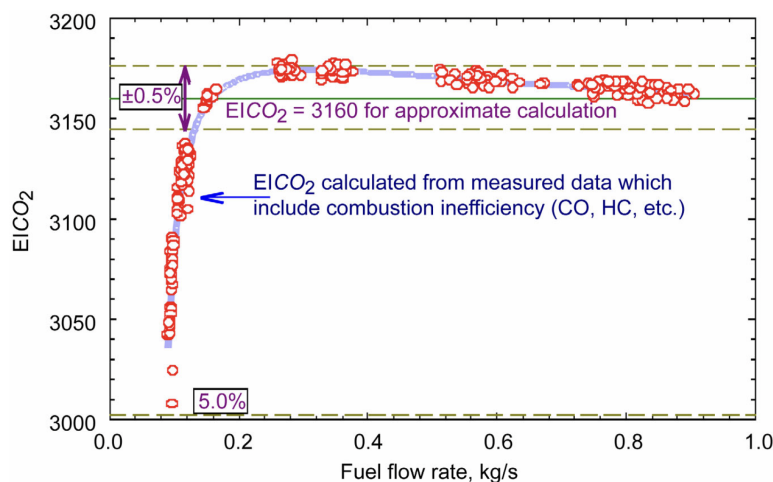


Abbildung 43: Darstellung  $\text{EI}_{\text{CO}_2}$  gegenüber dem Kraftstofffluss und den Abweichungen zwischen einem fest gewählten  $\text{EI}_{\text{CO}_2}$  (=3160 g/kg) und der APEX-Berechnungsmethode mit berücksichtigten Emissionen [85].

Die Näherung wird als genau definiert, wenn diese auf Betriebspunkte von Gasturbinen angewendet wird, bei welchen die Restemissionen (UHC, CO, etc.) vernachlässigbar sind. Weiterhin kann die Methodik gewählt werden, wenn ausschließlich ein Triebwerksmodell mit unterschiedlichen Kraftstoffen verglichen werden soll. Erfolgt eine Anpassung des aus dem Kraftstoff resultierenden maximalen  $EI_{CO_2}$ , ist ein Vergleich bzw. eine Vereinfachung mit einem konstanten Wert sinnvoll.

### **Partikelphase nach APEX [85]**

Die Berechnung der EI der Aerosole bzw. Partikelanzahl und -masse wurde bei der APEX-Messkampagne mittels folgender Berechnung in Anlehnung an Gleichung (33) durchgeführt:

$$EI_X = \frac{\Delta X \cdot S(X)}{\Delta CO_2} \cdot EI_{CO_2} \cdot \frac{M_{Luft}}{\rho \cdot M_{CO_2}} \quad (49)$$

Diese Berechnung bietet den Vorteil, dass ohne umständliche Umrechnungen der Wert der nvPM berechnet werden kann. Ein wesentlicher Nachteil ist jedoch, dass keine Partikelverluste berücksichtigt werden, was eine mögliche Vergleichbarkeit von Messungen bzw. Messkampagnen erschwert.

## B Berechnung der Korrekturfaktoren für nichtflüchtige Partikel

Wie im Abschnitt 3.5.2 ausgeführt, müssen für nvPM-Messungen Verluste korrigiert werden, um die Partikelanzahl- und massenkonzentrationen an der EENEP angeben zu können. Der Vorteil von korrigierten Daten ist, dass diese einen Vergleich mit anderen Messungen (mit einem anderen Aufbau) zulassen, da der Versuchsaufbau und die verwendeten Messgeräte in den Korrekturfaktoren berücksichtigt sind. Das in der SAE ARP 6481 [91] beinhaltete Excel- bzw. Matlab-basierte Berechnungsprogramm muss mit den Details des Aufbaus korrekt abgebildet werden. Im Anschluss können die Verluste für die Messungen berechnet werden. Für die an der Allison 250-C20B durchgeführten Versuche wurde der Aufbau mit den Angaben, welche in Abbildung 44 aufgeführt sind, korrigiert.

		<b>Run !!</b>							
Use Thermoph Loss for Seg Pen Eff		FALSE							
Assumed Particle Density, $\rho_p$		1 g/cm <sup>3</sup>							
Standard Pressure:		101,325 kPa							
Standard Temperature:		273,15 K							
		0,01							
<b>Sampling Line Input Parameters</b>									
Segment ->		1	2	3	4	5	6	7	8
Segment carrier gas temperature, T <sub>1</sub>	K	760	273,15	273,15	273,15	273,15	273,15	273,15	413
Segment pressure, P <sub>0</sub>	kPa	101,325	101,325	101,325	101,325	101,325	101,325	101,325	101,325
Segment flowrate, Q <sub>1</sub>	slpm	5	8	2,6	8	0,3	8	12	
Segment Tube Diam, ID <sub>1</sub>	cm	1	1	0,4	0,5	0,4	0,4	1	
Segment Length, L <sub>1</sub>	cm	300	100	200	200	200	200	100	
Segment line temperature, T <sub>line1</sub>	K	473,15	273,15	273,15	273,15	273,15	273,15	273,15	
Segment bends, Q <sub>b1</sub>	degrees	90	0	0	180	270	180	90	
Mass/Number Flag	String	807H	807H	807H	807H	807H	807H	807H	MA-S
		3 m heated line EEP - eDiluter							
		eDiluter - CS10							
		eDiluter - CS015 - Diluter - Spider							
		CS10 - DM5500							
		Spider - SMPS							
		Spider - CPC							
		to eFilter							
<b>CPC</b>									
Counting efficiency at 10 nm, $\eta_{10}$		0,92							
Counting efficiency at 15 nm, $\eta_{15}$		0,95							
<b>VPR</b>									
particle diameter (nm)	Particle Penetration ( $\eta$ )								
15	0,58								
30	0,678								
50	0,714								
100	0,735								
		0,735							
<b>VPR Particle Penetration for</b>									
		SMPS / CPC				DM5500			
		0,58				0,517			
		0,678				0,642			
		0,714				0,695			
		0,735				0,728			

Abbildung 44: SAE ARP 6481 Excel-Berechnungsprogramm zur Bestimmung der Korrekturfaktoren für Partikelanzahl- und Partikelmassenkonzentrationen.

Daraus ergeben sich korrigierte Partikelgrößenverteilungen für Masse und Anzahl, wie in Abbildung 45 im unteren linken Bereich abgebildet. Anhand der beiden Größenverteilungen wird deutlich, dass die Verluste bei kleinerem Partikeldurchmesser zunehmen. Weiterhin sind im oberen rechten Bereich der Abbildung die Penetrationseffektivitäten der einzelnen Komponenten (Zyklon, VPR, CPC) und des Gesamtsystems (Verläufe für die Anzahl- bzw Massenpenetration) inklusive thermophoretischer Verluste aufgeführt. Für die Korrekturfaktoren sind zwei wesentliche Messgrößen von Bedeutung: die Partikelanzahlkonzentration sowie die Partikelmasse. Die Anzahl bzw.  $nvPM_{num}$  wurde mit dem CPC gemessen. Die Masse bzw.  $nvPM_{mass}$  wurde bei den Experimenten mittels Gravimetrie bestimmt aber auch über die Partikelgrößenverteilung des SMPS berechnet.

Die Korrekturfaktoren  $k_{SL_{num}}$  und  $k_{SL_{mass}}$  werden anhand der  $k_{thermo}$  - verdünnungskorrigierten Anzahl ( $nvPM_{numSTP}$ ) bzw. Massenkonzentrationen ( $nvPM_{massSTP}$ )

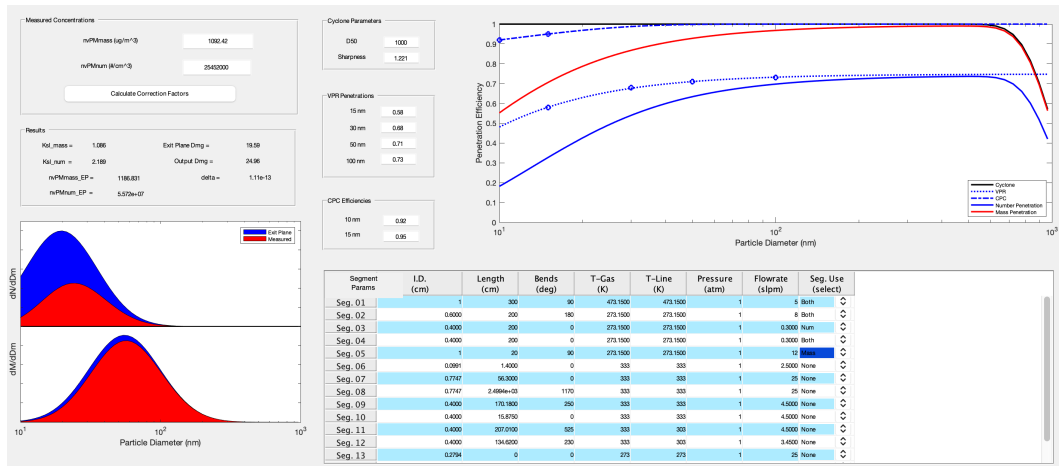


Abbildung 45: SAE ARP 6481 Berechnungsprogramm zur Bestimmung der Korrekturfaktoren für Partikelanzahl- und Partikelmassenkonzentrationen.

gemäß den SAE-Normen [91, 92] berechnet. Wie bereits erwähnt, wurden die Partikelanzahlkonzentrationen aus den Messungen des CPC entnommen. Ein Vergleich zwischen den unkorrigierten CPC- und korrigierten SMPS-Anzahlkonzentrationen (Korrektur für Mehrfachladung, DMA- und CPC-Effizienz) ist in Abbildung 46 dargestellt. Die Abweichungen zwischen den beiden Anzahlkonzentrationen lassen sich durch die nicht vorhandene Korrektur der CPC-Effizienz erklären. Die Massenkonzentrationen wurden aus den SMPS-PNSD unter der Annahme einer gleichen Partikeldichte ( $= 1 \text{ g/cm}^3$ ) berechnet. Im Anschluss konnte ein Vergleich zwischen den Massen der gravimetrischen Filtermessungen und den aus den SMSP-Daten berechneten Massen vorgenommen werden (Kapitel 5.2.2).

Außerdem mussten für die Berechnung der Korrekturfaktoren die Eingangsparameter der Probenahmeleitung, der CPC-Zählwirkungsgrad und die VPR/CS - Partikelpenetrationen angegeben werden. Einzelheiten sind in Abbildung 45 dargestellt. Für Annahmen wie die CS- Partikelpenetrationen (Unterscheidung zwischen CS015 für SMPS und CPC und CS10 für DMS500 mit unterschiedlichen Volumenströmen) wurden die Penetrationskurven des CS015 verwendet, da die PNSD des SMPS und die Anzahlkonzentrationen des CPC zur Darstellung verwendet worden sind.

Der Korrekturfaktor  $k_{SL_{num}}$  reicht von 1,81 (CPC-Zahl und Filtermasse für Ref Jet A-1 beim Start) bis 2,88 (CPC-Anzahl und SMPS-Masse für 100% SAF bei LL). Der Korrekturfaktor  $k_{SL_{mass}}$  reicht von 1,05 (CPC-Anzahl und Filtermasse für Ref Jet A-1 beim Take-Off) bis 1,35 (SMPS-Anzahl und SMPS-Masse für 100% SAF bei GI). Alle Korrekturfaktoren, einschließlich der Anzahl von CPC und SMPS sowie der Masse von Filter und SMPS, sind in Abbildung 47 dargestellt.

Für die  $EI_{numEP10}$ -Visualisierung in Abschnitt 5.2.1 (siehe Abbildung 33) wurden die CPC-Anzahl und die SMPS-Massenkonzentrationen verwendet. Für die  $EI_{massEP10}$ -Darstellung in Abschnitt 5.2.2 (siehe Abbildung 35) wurden die CPC-Anzahl, die

SMPS-Masse, die CPC-Zahl und die Filtermasse verwendet und damit die Messmethoden miteinander verglichen.

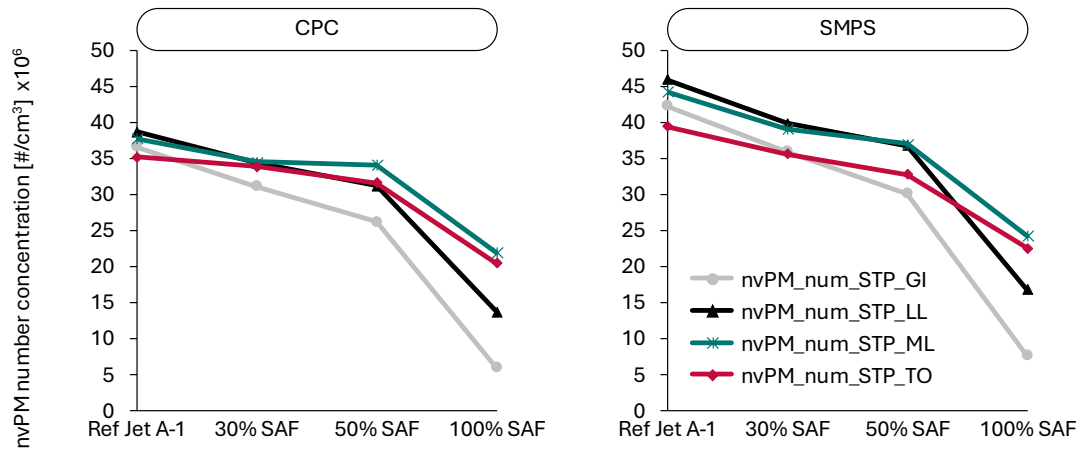


Abbildung 46: Gegenüberstellung Partikelanzahlkonzentrationen CPC und SMPS.

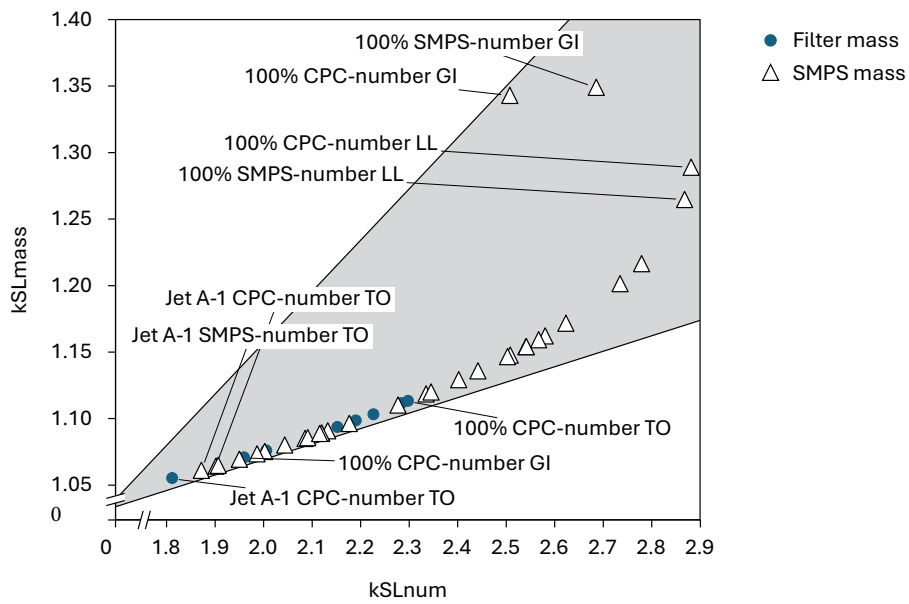


Abbildung 47: Korrekturfaktoren nach Betriebspunkt und Messmethode.

## C Experimentelle Verlustbestimmung mit einem Funken-Generator

Mithilfe eines Funken-Generators wurden sowohl Verluste, welche durch die Verdünnung entstehen, als auch Verluste durch die Verwendung eines CS evaluiert. Dazu wurde der Ausgang des Funken-Generators an die Probenahme der Partikelsonde angeschlossen, siehe Abbildung 18. Darüber hinaus wurden die verwendeten CS überbrückt.

Der Funken-Generator erzeugt Partikel aus reinem Kohlenstoff, welche eine vergleichbare Form und Zusammensetzung wie die Rußpartikel der Gasturbine aufweisen. Darüber hinaus kann mit dem Gerät die Größe der erzeugten Partikel variiert werden. Bei den Versuchen wurde der kleinstmögliche Durchmesser (20 nm) ausgewählt, um die höchsten Verluste experimentell zu ermitteln.

In Abbildung 48 sind die Ergebnisse der durchgeführten Experimente mit dem Generator aufgeführt. Wie in Abschnitt 3.3.2 diskutiert, weisen die unterschiedlichen Partikelanalysatoren durch die sich unterscheidende Messmethode andere Werte bei der Partikelanzahlkonzentrationen auf. So weist der CPC z. B. mehr Partikel als das SMPS nach, was auf die Verluste bei der Verwendung eines DMA zurückzuführen ist. Weiterhin sind die vom DMS gemessenen Werte deutlich höher als die Werte vom SMPS, was auf die unterschiedliche Aufladung sowie Kalibrierung zurückgeführt werden kann. Des Weiteren wurden die Partikelverluste der Catalytic Stripper nachgewiesen. Hier bestätigt sich ebenfalls experimentell die bereits aufgeführte theoretische Herleitung, dass der CS einen signifikanten Einfluss auf die Partikelverluste haben kann.

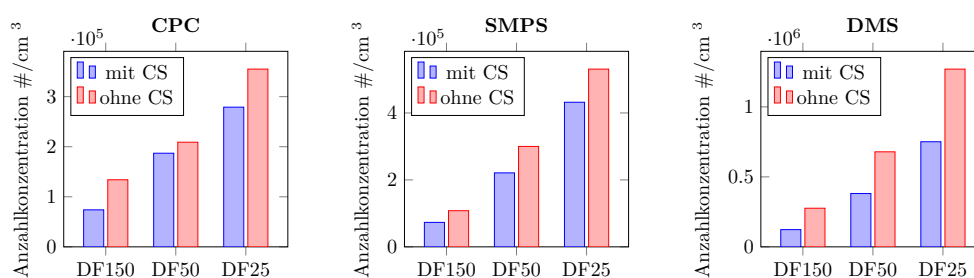


Abbildung 48: Vergleich CPC, SMPS sowie DMS mit und ohne Catalytic Stripper mit dem vom Funken-Generator generierten Partikeln.

Trotz der durchgeführten Versuche muss deutlich gemacht werden, dass die hier aufgeführten Experimente zur Bestimmung der tatsächlichen Verluste nicht ausreichend sind. Für eine detaillierte Verlustbetrachtung wurden zu wenige Versuche durchgeführt.

## D Kraftstoffanalysen

Nachfolgend werden die Kraftstoffe auf ihre chemische Zusammensetzung und physikalische Eigenschaften hin verglichen. Zuerst werden die Bestandteile des FT-SPK sowie ein Vergleich mit JP-8 aufgeführt. Aufgrund eines Geheimhaltungsvertrags durften keine weiteren Analyseergebnisse des verwendeten HEFA-SAF veröffentlicht werden als die in Tabelle 5 aufgeführten. Daher werden für HEFA vergleichbare Kraftstoffanalysen aus Veröffentlichungen als Referenz herangezogen. Diese können jedoch nur eine Tendenz geben und lassen Spielraum für die Interpretation, besonders bei der Diskussion der ausgebildeten Emissionen. Dennoch kann eine gute Vergleichbarkeit vorausgesetzt werden, da es nur wenige Hersteller für alternative Kraftstoffe gibt (Neste für HEFA-SAF, Sasol für FT-SPK).

### FT-SPK

Die nachfolgenden Daten der Kraftstoffanalysen wurden von Sasol für die durchgeführten Tests zur Verfügung gestellt. In Abbildung 49 ist eine GCxGC-Analyse des 100%igen FT-SPK dargestellt. Die zweidimensionale Gaschromatografie ermöglicht eine detaillierte Trennung komplexer Kraftstoffproben und deren Unterteilung in verschiedene Stoffklassen und Einzelkomponenten.

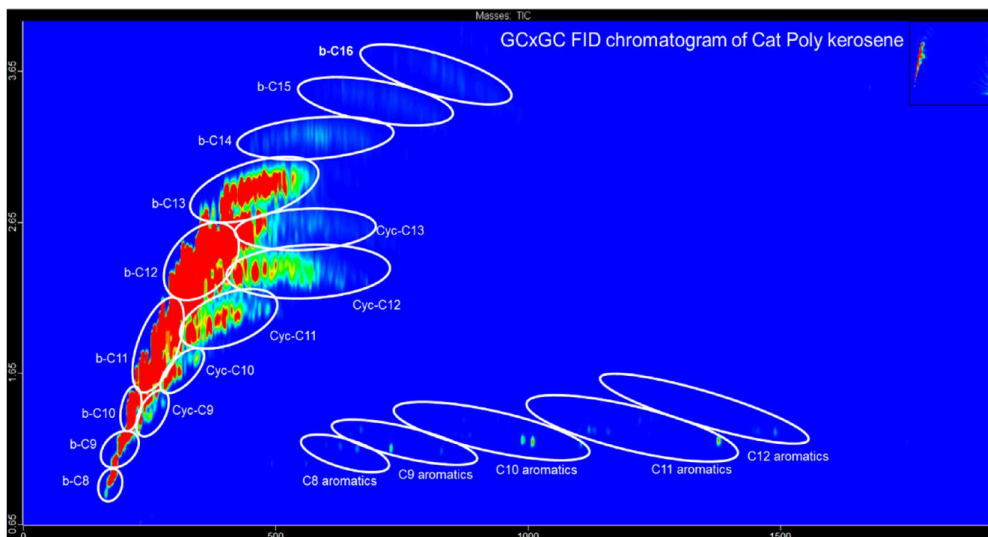


Abbildung 49: GCxGC Analyse des 100% FT-SPK Kraftstoffs.

In Abbildung 49 lassen sich die verschiedenen Komponenten (Cycloalkane, n- und iso-Alkane) grafisch identifizieren. Die Quantifikation wurde mit einem FID durchgeführt, wobei die Ergebnisse in Tabelle 6 aufgeführt sind. Dazu wurde in der Tabelle die Unterscheidung in die einschlägigen Kohlenwasserstoffe durchgeführt. Wie bereits in Abschnitt 4.3.2 erwähnt, besteht das FT-SPK vorrangig aus n- und iso-Alkanen (knapp 95 wt-%), welche als Paraffine in Tabelle 4.3.2 deklariert sind. Dar-

überh hinaus ist ein kleiner Anteil Cycloalkane im Kraftstoff vorhanden (unter 5 wt-%). Weiterhin sind nur Rückstände von Aromaten durch diese Analyse nachgewiesen worden (0,1 wt-%).

<b>Zusammensetzung Kohlenwasserstoffe</b>	<b>wt-%</b>
$\Sigma$ Paraffine	95,16
C8	0,78
C9	6,00
C10	14,57
C11	28,23
C12	41,74
C13	3,45
C14	0,19
C15	0,10
C16	0,10
$\Sigma$ Cycloparaffine	4,74
C8	0,00
C9	0,15
C10	0,67
C11	1,68
C12	1,95
C13	0,27
C14	0,01
C15	0,01
C16	0,00
$\Sigma$ Aromaten	0,10
C8	0,00
C9	0,02
C10	0,04
C11	0,03
C12	0,01
C13	0,00
C14	0,00
C15	0,00
C16	0,00
$\Sigma$ Naphthalene	0,00
$\Sigma$ Kohlenstoff und Wasserstoff	100,00

Tabelle 6: Tabellarische Übersicht der Kraftstoffzusammensetzung (GCxGC) des 100 % FT-SPK Kraftstoffs.

## JP-8 vs. FT-SPK

Ein Vergleich zwischen FT-SPK sowie JP-8 wurde unter anderem während der AAFEX-Kampagne [28] durchgeführt. Abbildung 50 veranschaulicht dabei sehr gut, dass in FT-SPK deutlich weniger lange Kohlenwasserstoffe als beim JP-8 vorhanden sind. FT-SPK weist dabei Moleküle mit einer maximalen Anzahl von 12 Kohlenstoffatomen auf. Bei JP-8 bzw. Jet A-1 (übertragen auf die verwendeten Kraftstoffe in der Arbeit) können dagegen Moleküle mit über 19 Kohlenstoffatomen nachgewiesen werden. Dies macht die komplexere chemische Zusammensetzung des auf Erdöl basierendem Kerosins gegenüber synthetisch hergestellten Kraftstoffen deutlich.

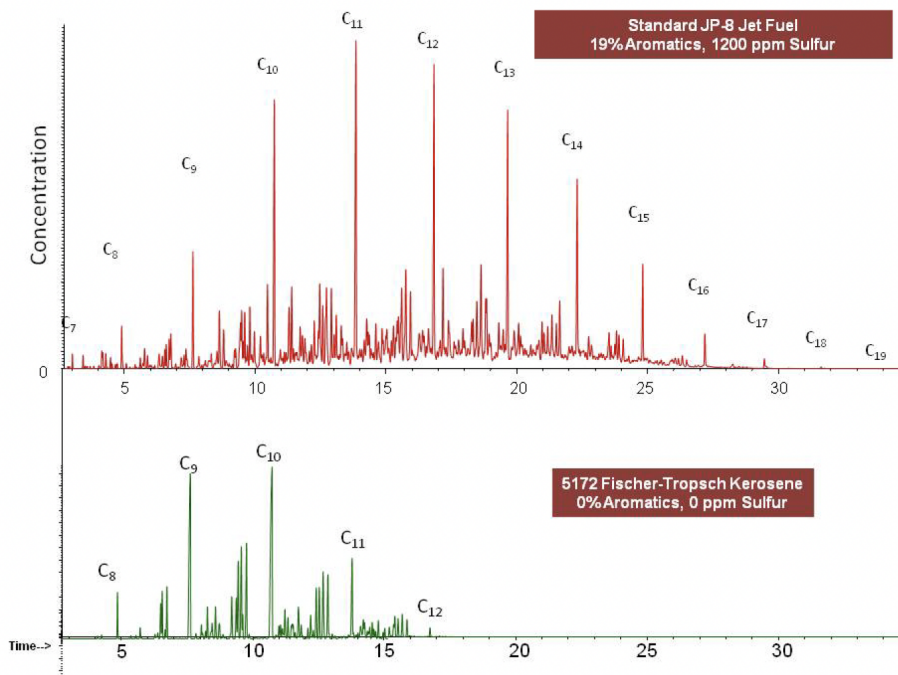


Abbildung 50: Vergleich der Kraftstoffanalysen von JP-8 mit FT-SPK [28].

## Vergleich HEFA-SAF, FT-SPK sowie JP-8

In Abbildung 51 sind drei Kraftstoff-Analysen, welche mit einem GC-MS durchgeführt wurden, ersichtlich. Die Abbildung ist aus Pires et al. 2018 [102] entnommen und veranschaulicht, wie sich drei Kraftstoffe in ihrer chemischen Zusammensetzung unterscheiden. Beim AJF 6 handelte es sich um ein FT-SPK der Firma Sasol, welches ebenfalls aus Kohle hergestellt wurde (vergleichbar zu dem FT-SPK aus dieser Arbeit). Der als AJF 8 deklarierte Kraftstoff ist ein HEFA-SAF, welches aus dem Rohstoff Camelina, also einer Ölpflanze, gewonnen wurde. Damit ist es vergleichbar mit dem hier in der Arbeit verwendeten SAF, welches aus alten Speisefetten bzw. Ölresten gewonnen wurde. Der letzte und als CJF 3 bezeichnete Kraftstoff ist nach

[102] ein JP-8 Kraftstoff, also einem mit Jet A-1 vergleichbarem Kerosin, welches jedoch zusätzliche Additive enthält.

Bei einem direkten Vergleich zwischen Abbildung 51 mit den Werten der Kraftstoffanalyse des in der Arbeit verwendeten FT-SPK in Tabelle 6 wird ersichtlich, dass die Werte vergleichbar sind (z. B. C12-Paraffine ca 40 wt-% bei Abbildung 51 sowie 42 wt-% bei Tabelle 6). Ebenfalls wird ersichtlich, dass FT-SPK im Schnitt die kürzesten Wasserstoffmoleküle aufweist, während die chemische Zusammensetzung bei HEFA-SAF und Jet A-1 von längeren Kohlenwasserstoffen (C14) dominiert wird. Daher können die angegebenen Werte aus der Literatur als gute Grundlage für einen Vergleich der in der vorliegenden Arbeit verwendeten Kraftstoffe dienen.

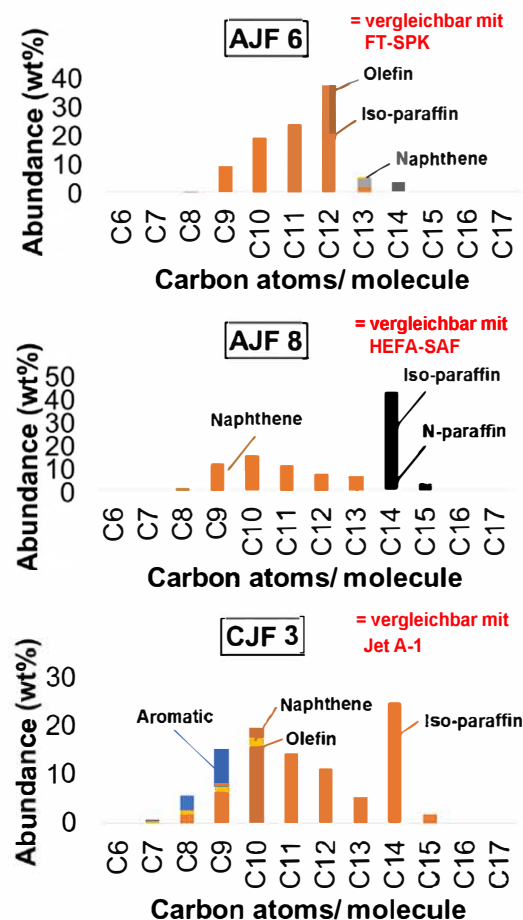


Abbildung 51: GC-MS Analyse FT-SPK (AJF 6), HEFA-SPK (AJF 8) sowie einem JP-8 (CJF 3) Kraftstoff [102].

## Physikalische Stoffdaten Jet A-1, HEFA-SAF sowie FT-SPK

Für die Beurteilung der Zerstäubungsvorgänge in der Brennkammer sind physikalische Stoffeigenschaften der eingesetzten Kraftstoffe von zentraler Bedeutung. Insbesondere Parameter wie Viskosität, Dichte, Oberflächenspannung und der Siedeverlauf beeinflussen die Bildung, Größe und Verteilung der Kraftstofftropfen beim Austritt aus dem Druckzerstäuber. Diese Faktoren bestimmen maßgeblich das Verdampfungsverhalten und damit die Homogenität des Kraftstoff-Luft-Gemischs. Abweichungen in den physikalischen Eigenschaften alternativer Kraftstoffe gegenüber konventionellem Kerosin können daher direkte Auswirkungen auf die Gemischbildung und damit auf das Emissionsverhalten haben.

In Abbildung 52 sind die Siedeverläufe von zwei Jet A-1-Kraftstoffen [101, 120] sowie einem HEFA-ATJ-Blend [120] dargestellt, die der Literatur entnommen wurden. Die Daten zum verwendeten 100 % FT-SPK (MK-III) basieren auf den Analyseergebnissen der Firma Sasol. Der flachere Siedeverlauf von 100 % FT-SPK weist auf eine enge Siedebereichsverteilung hin, was eine gleichmäßigere Verdampfung und damit ein optimales Zerstäubungsverhalten begünstigen kann. Im Vergleich dazu zeigen Jet A-1 und der HEFA-Blend breitere Siedebereiche mit höheren Endsiedetemperaturen, was zu unvollständiger Verdampfung großer Kraftstofftropfen führen kann. Dies kann die Homogenität der Gemischbildung beeinträchtigen und den Verbleib von Schadstoffen im Abgas begünstigen. Zudem wird deutlich, dass bei Jet A-1 Kraftstoffen Schwankungen im Siedeverhalten auftreten können, was die Variabilität dieses komplexen Kohlenwasserstoffgemischs unterstreicht.

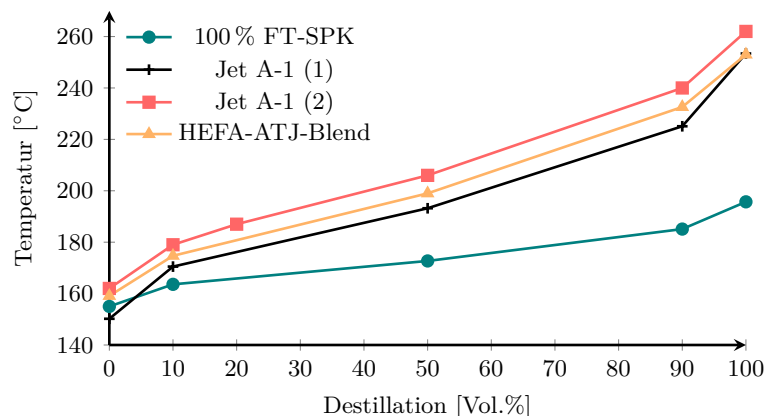


Abbildung 52: Siedeverläufe von zwei Jet A-1 Kraftstoffen (1) [120] sowie (2) [101], einem HEFA-ATJ-Blend (29,9 % HEFA + 8,4 % ATJ + 61,7 % Jet A-1) [120] sowie 100 % FT-SPK (MK-III).

Nachfolgend sind in Tabelle 7 weitere physikalische Eigenschaften von vergleichbaren Kraftstoffen mit dem jeweiligen Literaturverweis aufgeführt. Es ist ebenfalls

anzumerken, dass die aufgeführten Stoffdaten – mit Ausnahme einzelner Werte für FT-SPK – nicht experimentell für die in dieser Arbeit verwendeten Kraftstoffe bestimmt wurden, sondern der Literatur entnommen wurden. Die dargestellten Werte erlauben somit lediglich eine Tendenzaussage, repräsentieren jedoch nicht zwangsläufig die tatsächlichen Eigenschaften der eingesetzten Kraftstoffe.

Tabelle 7: Physikalische Kraftstoffeigenschaften Jet A-1, HEFA-Blend sowie FT-SPK

<b>Eigenschaften</b>	<b>ASTM Vorgaben</b>	<b>Jet A-1</b>	<b>HEFA Blend [102, 120]</b>	<b>FT 100 % MK-III</b>
Viskosität bei -20 °C (mm <sup>2</sup> /s)	max. 8,0	4,2 [101]	4,12	3,22
Oberflächenspannung (mN/m) bei 20 °C	-	24,6 [102]	23,5 [102]	23,0 [102]
	-	25,3 [120]	24,3 [120]	-

Die physikalischen Eigenschaften der aufgeführten Kraftstoffe zeigen Unterschiede hinsichtlich ihrer Viskosität und Oberflächenspannung, was einen direkten Einfluss auf die Ausbildung des Kraftstoff-Luft-Gemischs, der Verdampfung und Verbrennung sowie der Emissionsbildung haben kann.

FT-SPK weist mit der niedrigsten Viskosität und der geringsten Oberflächenspannung die günstigsten Voraussetzungen für eine feine Zerstäubung auf. Dies kann zu einer homogenen Tropfenverteilung führen, wodurch die Verdampfung des Kraftstoffs effizienter erfolgt. In Folge kann sich die Durchmischung mit der Luft verbessern.

Die HEFA-Blends zeigen physikalisch ähnliche, aber etwas weniger ausgeprägte Eigenschaften im Vergleich zu reinem FT-SPK. Im Gegensatz dazu besitzt Jet A-1 als konventioneller Referenzkraftstoff die höchste Viskosität und Oberflächenspannung, was auf größere Tropfen und eine langsamere Verdampfung hinweisen kann. Dadurch kann es zu einer ungleichmäßigen Gemischbildung kommen, was wiederum die Bildung der Schadstoffemissionen begünstigen kann.

## E Emissionsdaten

### Standardemissionen

Nachfolgend sind die Emissionsindizes der Standardemissionen (CO, UHC, NO<sub>x</sub>, H<sub>2</sub>O) inklusive der Standardabweichung für die Betriebspunkte TO, ML, LL sowie GI aufgeführt.

Tabelle 8: EI [g/kg] der Standardemissionen im Betriebspunkt Take-Off

	<b>EI<sub>CO</sub></b>	<b>σ</b>	<b>EI<sub>UHC</sub></b>	<b>σ</b>	<b>EI<sub>NO<sub>x</sub></sub></b>	<b>σ</b>	<b>EI<sub>H<sub>2</sub>O</sub></b>	<b>σ</b>
Jet A-1 (MK-I)	12,98	0,46	0,46	0,07	5,35	0,38	4244,93	88,34
Jet A-1 (MK-II)	14,81	0,14	0,80	0,03	5,21	0,06	4431,79	11,13
Ref Jet A-1 (MK-II)	14,80	0,16	0,72	0,03	5,22	0,06	4449,07	15,04
Jet A-1 (MK-III)	13,22	0,24	0,64	0,08	4,75	0,05	4632,95	15,31
30% HEFA (MK-II)	14,45	0,19	0,66	0,02	5,35	0,08	4311,04	11,92
50% HEFA (MK-II)	14,95	0,14	0,72	0,02	5,55	0,10	4083,45	13,33
100% HEFA (MK-II)	13,43	0,26	0,67	0,09	5,60	0,06	4140,11	12,07
50% FT (MK-III)	12,05	0,17	0,47	0,03	5,48	0,05	4535,32	14,46
100% FT (MK-III)	11,51	0,15	0,40	0,03	5,52	0,05	4581,86	16,90

Tabelle 9: EI [g/kg] der Standardemissionen im Betriebspunkt Medium-Load

	<b>EI<sub>CO</sub></b>	<b>σ</b>	<b>EI<sub>UHC</sub></b>	<b>σ</b>	<b>EI<sub>NO<sub>x</sub></sub></b>	<b>σ</b>	<b>EI<sub>H<sub>2</sub>O</sub></b>	<b>σ</b>
Jet A-1 (MK-I)	17,13	1,12	0,74	0,08	4,95	0,55	4314,54	84,44
Jet A-1 (MK-II)	20,43	0,18	1,26	0,08	4,91	0,03	4188,41	12,85
Ref Jet A-1 (MK-II)	20,03	0,12	1,15	0,02	4,78	0,04	4540,14	7,86
Jet A-1 (MK-III)	17,67	0,19	0,87	0,05	4,88	0,04	4731,87	10,87
30% HEFA (MK-II)	19,75	0,14	1,09	0,03	4,89	0,05	4422,07	8,31
50% HEFA (MK-II)	20,41	0,11	1,15	0,02	4,99	0,08	4193,62	8,61
100% HEFA (MK-II)	17,86	0,23	0,89	0,19	5,09	0,07	4223,61	11,39
50% FT (MK-III)	15,54	0,16	0,73	0,02	5,29	0,06	4618,78	2664,96
100% FT (MK-III)	14,72	0,10	0,61	0,05	5,36	0,04	4619,88	12,50

Tabelle 10: EI [g/kg] der Standardemissionen im Betriebspunkt Low-Load

	<b>EI<sub>CO</sub></b>	<b>σ</b>	<b>EI<sub>UHC</sub></b>	<b>σ</b>	<b>EI<sub>NO<sub>x</sub></sub></b>	<b>σ</b>	<b>EI<sub>H<sub>2</sub>O</sub></b>	<b>σ</b>
Jet A-1 (MK-I)	47,70	1,94	6,81	0,44	4,16	0,34	4699,57	114,65
Jet A-1 (MK-II)	51,32	0,24	8,61	0,08	4,36	0,07	4427,20	15,02
Ref Jet A-1 (MK-II)	50,19	0,21	8,38	0,08	4,27	0,05	4958,98	16,46
Jet A-1 (MK-III)	46,89	0,20	7,38	0,06	4,23	0,06	5228,20	13,11
30% HEFA (MK-II)	51,11	0,57	8,65	0,07	4,45	0,07	4778,27	17,99
50% HEFA (MK-II)	51,61	0,28	9,01	0,09	4,40	0,07	4432,21	14,05
100% HEFA (MK-II)	47,11	0,39	7,02	0,17	4,52	0,05	4503,74	11,77
50% FT (MK-III)	42,87	0,17	6,15	0,11	4,05	0,05	5098,40	11,43
100% FT (MK-III)	39,74	0,34	4,80	0,07	4,15	0,04	5072,73	15,04

Tabelle 11: EI [g/kg] der Standardemissionen im Betriebspunkt Ground-Idle

	<b>EI<sub>CO</sub></b>	$\sigma$	<b>EI<sub>UHC</sub></b>	$\sigma$	<b>EI<sub>NO<sub>x</sub></sub></b>	$\sigma$	<b>EI<sub>H<sub>2</sub>O</sub></b>	$\sigma$
Jet A-1 (MK-I)	107,04	5,54	40,92	2,80	4,83	0,72	4911,75	246,24
Jet A-1 (MK-II)	104,99	0,30	44,95	0,19	4,45	0,05	5066,99	10,38
Ref Jet A-1 (MK-II)	108,32	0,79	45,31	0,33	5,09	0,09	5132,91	13,53
Jet A-1 (MK-III)	100,94	0,00	42,04	0,35	5,00	0,12	5355,53	14,13
30% HEFA (MK-II)	108,25	0,38	45,79	0,26	5,19	0,09	4886,52	22,14
50% HEFA (MK-II)	106,90	0,34	47,40	0,20	4,93	0,06	4548,91	21,92
100% HEFA (MK-II)	107,13	0,79	46,14	0,44	5,01	0,09	4560,90	10,97
50% FT (MK-III)	92,63	0,25	35,15	0,21	4,16	0,05	5228,73	18,73
100% FT (MK-III)	86,04	0,44	27,46	0,15	3,56	0,04	5211,64	17,09

## Flüchtige organische Verbindungen

Nachfolgend sind die EI der VOC-GC-FID-Messungen für Ground-Idle (Tabellen 12 bis 14) sowie Take-Off (Tabellen 15 bis 17) aufgeführt. Sind in der Tabelle keine Werte sondern n.a (not available) angegeben, so referenziert sich diese Angabe darauf, dass der Messwert nicht erfasst werden konnte, da er unterhalb der Detektionsgrenze lag. Wenn keine Standardabweichung  $\sigma$  angegeben wurde, ist dies auf nur eine durchgeführte Messung zurückzuführen.

Tabelle 12: EI<sub>VOC</sub> [g/kg] für die verwendeten Jet A-1 Kraftstoffe im Betriebspunkt Ground-Idle

Bezeichnung		Ref Jet A-1	$\sigma$	Ref Jet A-1	$\sigma$	Jet A-1	$\sigma$
		MK-III		MK-II		MK-II	
C2H2	Ethin	0,38	0,02	0,44	0,03	0,45	0,01
C2H4	Ethen	4,47	0,24	4,74	0,38	4,37	0,09
C2H6	Ethan	0,17	0,00	0,23	0,03	0,23	0,00
C3H6	Propen	1,95	0,03	3,08	0,52	2,75	0,04
C3H8	Propan	0,03	0,00	0,03	0,00	0,03	0,00
C4H10	2-Methylpropan	0,00	0,00	0,00	n.a	0,00	0,00
C4H10	Butan	0,07	0,00	0,05	0,07	0,11	0,00
C4H6	1,3-Butadien	0,43	0,01	0,20	0,16	0,22	0,02
C4H8	trans-2-Buten	0,47	0,03	0,96	0,19	0,84	0,03
C4H8	1-Buten	0,06	0,01	0,00	n.a	0,00	n.a
C4H8	cis-2-Buten	0,07	0,00	0,15	0,03	0,13	0,00
C5H10	trans-2-Penten	0,04	0,00	0,03	0,05	0,05	0,00
C5H10	1-Penten	0,15	0,00	0,37	0,22	0,52	0,00
C5H12	2,2,4-Trimethylpentan	0,13	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
C5H12	2-Methylbutan	n.a	n.a	n.a	n.a	n.a	n.a
C5H12	Pentan	0,01	n.a	0,09	0,11	0,01	0,00
C5H8	2-Methyl-1,3-Butadien	0,13	0,01	n.a	n.a	n.a	n.a
C6H14	2-Methylpentan	0,04	0,00	0,01	0,01	0,02	0,00
C6H14	Hexan	0,02	0,00	0,03	0,02	0,04	0,02
C6H6	Benzol	0,37	0,00	0,48	0,02	0,58	0,00
C7H16	Heptan	0,01	n.a	0,04	0,01	0,04	0,01
C7H8	Methylbenzol (Toluol)	0,20	0,00	0,28	0,01	0,31	0,01
C8H10	Ethylbenzol	0,06	0,00	0,06	0,03	0,05	0,00
C8H10	1,3-Dimethylbenzol	0,08	0,00	0,20	0,02	0,25	0,00
C8H10	1,4-Dimethylbenzol	0,05	0,00	0,04	0,03	0,06	0,00
C8H10	1,2-Dimethylbenzol	0,10	0,01	0,11	0,02	0,09	0,00
C8H18	Octan	0,08	0,00	0,12	0,00	0,14	0,00
C9H12	1,2,4-Trimethylbenzol	0,10	0,01	0,15	0,05	0,17	0,00
C9H12	1,3,5-Trimethylbenzol	0,29	0,00	0,35	0,09	0,39	0,01
C9H12	1,2,3-Trimethylbenzol	0,10	0,00	0,13	0,02	0,17	0,00
Summe		10,06	0,38	12,37	2,13	11,98	0,27
FID UHC CH4		42,04		44,95		45,31	
VOC/FID		24 %		28 %		26 %	

Tabelle 13: EI<sub>VOC</sub> [g/kg] für HEFA-SAF im Betriebspunkt Ground-Idle

Bezeichnung		30 % HEFA	$\sigma$	50 % HEFA	$\sigma$	100 % HEFA	$\sigma$
		MK-II		MK-II		MK-II	
C2H2	Ethin	0,42	0,01	0,38	0,01	0,37	0,01
C2H4	Ethen	4,74	0,07	5,14	0,41	5,52	0,05
C2H6	Ethan	0,25	0,00	0,26	0,02	0,29	0,00
C3H6	Propen	3,37	0,02	3,76	0,52	4,33	0,02
C3H8	Propan	0,03	0,00	0,04	0,00	0,04	0,00
C4H10	2-Methylpropan	n.a	n.a	n.a	n.a	0,00	n.a
C4H10	Butan	n.a	n.a	n.a	0,09	0,00	n.a
C4H6	1,3-Butadien	0,73	0,01	0,34	0,09	0,66	0,31
C4H8	trans-2-Buten	1,10	0,03	1,10	0,17	0,90	0,01
C4H8	1-Buten	n.a	n.a	n.a	n.a	0,00	n.a
C4H8	cis-2-Buten	0,17	0,00	0,19	0,02	0,21	0,00
C5H10	trans-2-Penten	0,07	0,00	0,08	0,01	0,09	0,00
C5H10	1-Penten	0,36	0,04	0,40	0,22	0,35	0,01
C5H12	2,2,4-Trimethylpentan	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
C5H12	2-Methylbutan	n.a	n.a	n.a	n.a	n.a	n.a
C5H12	Pentan	0,10	0,12	0,07	0,10	0,01	0,00
C5H8	2-Methyl-1,3-Butadien	n.a	n.a	n.a	n.a	n.a	n.a
C6H14	2-Methylpentan	0,01	0,01	0,01	0,01	0,02	0,00
C6H14	Hexan	0,05	0,02	0,01	0,01	0,02	0,00
C6H6	Benzol	0,46	0,01	0,34	0,07	0,26	0,00
C7H16	Heptan	0,03	0,00	0,03	0,02	0,05	0,00
C7H8	Methylbenzol (Toluol)	0,28	0,01	0,23	0,02	0,21	0,00
C8H10	Ethylbenzol	0,04	0,00	0,12	0,02	0,14	0,00
C8H10	1,3-Dimethylbenzol	0,18	0,01	0,12	0,03	0,08	0,01
C8H10	1,4-Dimethylbenzol	0,06	0,00	0,07	0,00	0,08	0,01
C8H10	1,2-Dimethylbenzol	0,09	0,00	0,09	0,00	0,10	0,00
C8H18	Octan	0,11	0,00	0,08	0,02	0,06	0,00
C9H12	1,2,4-Trimethylbenzol	0,11	0,00	0,06	0,03	0,03	0,00
C9H12	1,3,5-Trimethylbenzol	0,27	0,01	0,16	0,07	0,08	0,00
C9H12	1,2,3-Trimethylbenzol	0,11	0,01	0,06	0,04	0,01	0,00
Summe		13,12	0,39	13,15	2,02	13,89	0,42
FID UHC CH4		45,79		47,40		46,14	
VOC/FID		29 %		28 %		30 %	

Tabelle 14: EI<sub>VOC</sub> [g/kg] für FT-SPK im Betriebspunkt Ground-Idle

Bezeichnung		50 % FT MK-III	$\sigma$	100 % FT MK-III	$\sigma$
C2H2	Ethin	0,38	n.a	0,34	0,03
C2H4	Ethen	3,20	n.a	1,93	0,00
C2H6	Ethan	0,20	n.a	0,21	0,00
C3H6	Propen	2,14	n.a	2,11	0,02
C3H8	Propan	0,02	n.a	0,02	0,00
C4H10	2-Methylpropan	0,02	n.a	0,01	0,00
C4H10	Butan	0,11	n.a	0,13	0,00
C4H6	1,3-Butadien	0,44	n.a	0,26	0,00
C4H8	trans-2-Buten	0,38	n.a	0,22	0,00
C4H8	1-Buten	0,15	n.a	0,00	n.a
C4H8	cis-2-Buten	0,11	n.a	0,16	0,00
C5H10	trans-2-Penten	0,05	n.a	0,05	0,00
C5H10	1-Penten	0,05	n.a	0,07	0,00
C5H12	2,2,4-Trimethylpentan	0,08	n.a	0,01	0,00
C5H12	2-Methylbutan	n.a	n.a	n.a	n.a
C5H12	Pentan	0,01	n.a	0,01	0,00
C5H8	2-Methyl-1,3-Butadien	0,06	n.a	0,18	0,01
C6H14	2-Methylpentan	0,07	n.a	0,01	0,00
C6H14	Hexan	0,00	n.a	0,09	0,00
C6H6	Benzol	0,27	n.a	0,12	0,00
C7H16	Heptan	0,02	n.a	0,02	0,00
C7H8	Methylbenzol (Toluol)	0,15	n.a	0,08	0,00
C8H10	Ethylbenzol	0,06	n.a	0,07	0,00
C8H10	1,3-Dimethylbenzol	0,03	n.a	0,10	0,00
C8H10	1,4-Dimethylbenzol	0,13	n.a	n.a	n.a
C8H10	1,2-Dimethylbenzol	0,11	n.a	0,10	0,00
C8H18	Octan	0,04	n.a	0,00	0,00
C9H12	1,2,4-Trimethylbenzol	0,02	n.a	0,02	0,00
C9H12	1,3,5-Trimethylbenzol	0,13	n.a	0,13	0,01
C9H12	1,2,3-Trimethylbenzol	0,04	n.a	0,01	0,00
Summe		8,46	0,00	6,45	0,10
FID UHC CH4		35,15		27,46	
VOC/FID		24 %		23 %	

Tabelle 15: EI<sub>VOC</sub> [g/kg] für die verwendeten Jet A-1 Kraftstoffe im Betriebspunkt Take-Off

Bezeichnung		Ref Jet A-1 MK-III	$\sigma$	Ref Jet A-1 MK-II	$\sigma$	Jet A-1 MK-II	$\sigma$
C2H2	Ethin	0,0112	0,0182	0,0501	0,0112	0,0645	0,0009
C2H4	Ethen	0,0726	0,0513	0,1425	0,0244	0,1402	0,0022
C2H6	Ethan	0,0028	0,0027	0,0011	0,0003	0,0016	0,0000
C3H6	Propen	0,0249	0,0063	0,0354	0,0064	0,0440	0,0006
C3H8	Propan	0,0017	0,0015	n.a	n.a	n.a	n.a
C4H10	2-Methylpropan	0,0006	n.a.	n.a	n.a	n.a	n.a
C4H10	Butan	0,0034	0,0016	n.a	n.a	0,0021	0,0001
C4H6	1,3-Butadien	0,2901	n.a	n.a	n.a	n.a	n.a
C4H8	trans-2-Buten	0,0019	0,0012	n.a	n.a	0,0008	0,0000
C4H8	1-Buten	0,0090	0,0049	n.a	n.a	0,0066	0,0005
C4H8	cis-2-Buten	0,0015	0,0010	n.a	n.a	n.a	n.a
C5H10	trans-2-Penten	0,0006	n.a	n.a	0,0002	n.a	n.a
C5H10	1-Penten	0,0061	0,0034	n.a	n.a	0,0015	0,0003
C5H12	2,2,4-Trimethylpentan	0,0006	0,0002	n.a	0,0005	0,0004	0,0006
C5H12	2-Methylbutan	n.a	n.a	n.a	n.a	n.a	n.a
C5H12	Pentan	0,0015	n.a	n.a	0,0019	n.a	n.a
C5H8	2-Methyl-1,3-Butadien	n.a	n.a	n.a	n.a	n.a	n.a
C6H14	2-Methylpentan	n.a	n.a	n.a	n.a	n.a	n.a
C6H14	Hexan	0,0021	0,0010	n.a	0,0034	n.a	n.a
C6H6	Benzol	0,0096	0,0009	0,0237	0,0032	0,0299	0,0031
C7H16	Heptan	0,0025	n.a	n.a	n.a	n.a	n.a
C7H8	Methylbenzol (Toluol)	0,0024	0,0001	0,0058	0,0013	0,0083	0,0010
C8H10	Ethylbenzol	0,0010	0,0003	0,0007	0,0010	0,0025	0,0017
C8H10	1,3-Dimethylbenzol	0,0016	0,0004	0,0020	0,0032	0,0062	0,0026
C8H10	1,4-Dimethylbenzol	0,0021	0,0007	n.a	0,0010	0,0024	0,0034
C8H10	1,2-Dimethylbenzol	0,0015	0,0004	0,0009	0,0017	0,0029	0,0012
C8H18	Octan	0,0027	0,0008	n.a	0,0001	0,0019	0,0012
C9H12	1,2,4-Trimethylbenzol	0,0031	0,0008	0,0023	0,0037	0,0056	0,0003
C9H12	1,3,5-Trimethylbenzol	0,0067	0,0013	0,0061	0,0106	0,0092	0,0049
C9H12	1,2,3-Trimethylbenzol	0,0028	0,0008	0,0034	0,0034	0,0072	0,0008
Summe		0,4666	0,0996	0,2739	0,0774	0,3378	0,0252
FID UHC CH4		0,64		0,64		0,72	
VOC/FID		72,9 %		42,8 %		47,0 %	

Tabelle 16: EI<sub>VOC</sub> [g/kg] für HEFA-SAF im Betriebspunkt Take-Off

Bezeichnung		30 % HEFA MK-II	$\sigma$	50 % HEFA MK-II	$\sigma$	100 % HEFA MK-II	$\sigma$
C2H2	Ethin	0,0549	n.a	0,0520	0,0024	0,0405	0,0015
C2H4	Ethen	0,1324	n.a	0,1444	0,0152	0,1301	0,0099
C2H6	Ethan	0,0014	n.a	0,0014	0,0002	0,0012	0,0000
C3H6	Propen	0,0446	n.a	0,0495	0,0052	0,0461	0,0022
C3H8	Propan	n.a	n.a	n.a	n.a	n.a	n.a
C4H10	2-Methylpropan	n.a	n.a	n.a	n.a	n.a	n.a
C4H10	Butan	0,0021	n.a	n.a	n.a	0,0019	0,0001
C4H6	1,3-Butadien	n.a	n.a	n.a	n.a	n.a	n.a
C4H8	trans-2-Buten	0,0009	n.a	0,0077	0,0004	0,0042	0,0044
C4H8	1-Buten	0,0067	n.a	n.a	n.a	n.a	n.a
C4H8	cis-2-Buten	-0,0190	n.a	n.a	n.a	-0,0181	0,0035
C5H10	trans-2-Penten	n.a	n.a	n.a	n.a	n.a	n.a
C5H10	1-Penten	0,0018	n.a	0,0016	0,0001	0,0018	0,0003
C5H12	2,2,4-Trimethylpentan	0,0012	n.a	0,0001	0,0005	0,0000	0,0003
C5H12	2-Methylbutan	n.a	n.a	n.a	n.a	n.a	n.a
C5H12	Pentan	n.a	n.a	0,0041	0,0004	n.a	n.a
C5H8	2-Methyl-1,3-Butadien	n.a	n.a	n.a	n.a	n.a	n.a
C6H14	2-Methylpentan	n.a	n.a	n.a	n.a	n.a	n.a
C6H14	Hexan	n.a	n.a	n.a	n.a	n.a	n.a
C6H6	Benzol	0,0242	n.a	0,0182	0,0006	0,0104	0,0009
C7H16	Heptan	n.a	n.a	n.a	n.a	n.a	n.a
C7H8	Methylbenzol (Toluol)	0,0078	n.a	0,0043	0,0013	0,0028	0,0011
C8H10	Ethylbenzol	0,0021	n.a	0,0004	0,0000	-0,0001	0,0002
C8H10	1,3-Dimethylbenzol	0,0081	n.a	0,0017	0,0026	0,0004	0,0004
C8H10	1,4-Dimethylbenzol	0,0002	n.a	0,0003	0,0004	n.a	n.a
C8H10	1,2-Dimethylbenzol	0,0024	n.a	0,0004	0,0007	0,0002	0,0001
C8H18	Octan	0,0026	n.a	-0,0001	0,0002	-0,0002	0,0001
C9H12	1,2,4-Trimethylbenzol	0,0070	n.a	0,0019	0,0019	0,0009	0,0008
C9H12	1,3,5-Trimethylbenzol	0,0200	n.a	0,0035	0,0058	0,0011	0,0007
C9H12	1,2,3-Trimethylbenzol	0,0082	n.a	0,0031	0,0022	0,0020	0,0007
Summe		0,3098	0,0000	0,2944	0,0402	0,2250	0,0272
FID UHC CH4		0,6600		0,7200		0,6700	
VOC/FID		47,0 %		40,9 %		33,6 %	

Tabelle 17: EI<sub>VOC</sub> [g/kg] für FT-SPK im Betriebspunkt Take-Off

Bezeichnung		50 % FT MK-III	$\sigma$	100 % FT MK-III	$\sigma$
C2H2	Ethin	0,0236	n.a.	0,0200	0,0019
C2H4	Ethen	0,0938	n.a.	0,0635	0,0086
C2H6	Ethan	0,0013	n.a.	0,0015	0,0003
C3H6	Propen	0,0266	n.a.	0,0284	0,0039
C3H8	Propan	0,0001	n.a.	0,0001	0,0000
C4H10	2-Methylpropan	n.a.	n.a.	n.a.	n.a.
C4H10	Butan	0,0023	n.a.	0,0030	0,0003
C4H6	1,3-Butadien	n.a.	n.a.	n.a.	
C4H8	trans-2-Buten	0,0008	n.a.	0,0011	0,0003
C4H8	1-Buten	0,0026	n.a.	0,0017	0,0003
C4H8	cis-2-Buten	0,0004	n.a.	0,0009	0,0003
C5H10	trans-2-Penten	0,0001	n.a.	0,0001	0,0002
C5H10	1-Penten	0,2704	n.a.	0,0004	0,0001
C5H12	2,2,4-Trimethylpentan	0,0002	n.a.	0,0001	0,0000
C5H12	2-Methylbutan	n.a.	n.a.	n.a.	
C5H12	Pentan	n.a.	n.a.	n.a.	
C5H8	2-Methyl-1,3-Butadien	n.a.	n.a.	0,0004	
C6H14	2-Methylpentan	0,0002	n.a.	0,0001	0,0001
C6H14	Hexan	0,0001	n.a.	0,0003	0,0004
C6H6	Benzol	0,0098	n.a.	0,0052	0,0003
C7H16	Heptan	n.a.	n.a.	n.a.	0,0000
C7H8	Methylbenzol (Toluol)	0,0022	n.a.	0,0015	0,0001
C8H10	Ethylbenzol	0,0002	n.a.	0,0004	0,0001
C8H10	1,3-Dimethylbenzol	0,0005	n.a.	0,0009	0,0001
C8H10	1,4-Dimethylbenzol	0,0000	n.a.	0,0007	0,0001
C8H10	1,2-Dimethylbenzol	0,0003	n.a.	0,0010	0,0001
C8H18	Octan	0,0002	n.a.	0,0003	0,0001
C9H12	1,2,4-Trimethylbenzol	0,0008	n.a.	0,0012	0,0001
C9H12	1,3,5-Trimethylbenzol	0,0028	n.a.	0,0036	0,0001
C9H12	1,2,3-Trimethylbenzol	0,0015	n.a.	0,0014	0,0002
Summe		0,4409	0,0000	0,1379	0,0179
FID UHC CH4		0,4700		0,4000	
VOC/FID		93,8 %		34,5 %	

## Partikelförmige Emissionsindizes

Weiterhin sind im Folgenden  $EI_{\text{numEP10}}$  sowie  $EI_{\text{massEP10}}$  für die verschiedenen Messkampagnen aufgeführt.

Tabelle 18:  $EI_{\text{numEP10}}$  [ $\#/kg$ ] für die Betriebspunkte GI und LL

	<b>GI</b>	$\sigma$	<b>LL</b>	$\sigma$
Jet A-1 (MK-II)	6,40E+15	1,01E+14	5,25E+15	7,08E+13
Ref Jet A-1 (MK-II)	6,67E+15	1,18E+14	5,42E+15	2,03E+14
30% HEFA (MK-II)	6,19E+15	1,27E+14	5,04E+15	1,80E+14
50% HEFA (MK-II)	5,50E+15	8,69E+13	4,99E+15	5,11E+13
100% HEFA (MK-II)	1,24E+15	5,65E+13	2,61E+15	3,68E+13
Ref Jet A-1 (MK-III)	5,95E+15	1,29E+14	5,95E+15	2,96E+14
50% FT (MK-III)	2,63E+15	3,78E+14	2,88E+15	3,60E+13
100% FT (MK-III)	7,41E+14	1,90E+14	1,62E+15	3,40E+14

Tabelle 19:  $EI_{\text{numEP10}}$  [ $\#/kg$ ] für die Betriebspunkte ML und TO

	<b>ML</b>	$\sigma$	<b>TO</b>	$\sigma$
Jet A-1 (MK-II)	3,41E+15	2,80E+13	2,89E+15	8,19E+13
Ref Jet A-1 (MK-II)	3,55E+15	2,41E+13	2,95E+15	3,86E+13
30% HEFA (MK-II)	3,36E+15	6,66E+13	2,80E+15	6,16E+13
50% HEFA (MK-II)	3,23E+15	2,41E+13	2,74E+15	2,89E+13
100% HEFA (MK-II)	2,57E+15	2,48E+13	2,25E+15	3,48E+13
Ref Jet A-1 (MK-III)	3,57E+15	1,88E+14	2,90E+15	1,44E+14
50% FT (MK-III)	1,83E+15	3,00E+13	1,56E+15	2,40E+13
100% FT (MK-III)	1,42E+15	2,83E+14	1,22E+15	2,28E+14

Tabelle 20:  $EI_{\text{massEP10}}$  [ $\mu g/kg$ ] für die Betriebspunkte GI und LL

	<b>GI</b>	$\sigma$	<b>LL</b>	$\sigma$
Ref Jet A-1 (MK-II)	175810,3	11899,6	276883,0	34907,3
30% HEFA (MK-II)	88790,0	7638,5	160943,9	52365,1
50% HEFA (MK-II)	49108,8	2451,0	98851,3	26571,0
100% HEFA (MK-II)	2886,1	1055,0	12722,4	615,5
Ref Jet A-1 (MK-III)	122917,5	11671,1	236624,5	27494,7
50% FT (MK-III)	22513,0	1763,7	55531,7	5260,8
100% FT (MK-III)	3747,2	645,4	13848,2	1227,9

Tabelle 21:  $EI_{\text{massEP10}}$  [ $\mu g/kg$ ] für die Betriebspunkte ML und TO

	<b>ML</b>	$\sigma$	<b>TO</b>	$\sigma$
Ref Jet A-1 (MK-II)	408715,0	20826,8	417601,3	41857,6
30% HEFA (MK-II)	236934,1	63821,1	267631,0	27750,6
50% HEFA (MK-II)	203898,4	11198,4	168080,2	64275,6
100% HEFA (MK-II)	42935,1	1803,6	42195,4	8745,3
Ref Jet A-1 (MK-III)	326550,2	43894,1	318530,0	41470,0
50% FT (MK-III)	100600,7	11554,2	104475,0	13575,1
100% FT (MK-III)	37943,4	4221,4	40681,9	4662,9