

# GEGENÜBERSTELLUNG DES EMISSIONS- VERBESSERUNGSPOTENTIALS VON BRENNKAMMERTECHNOLOGIEN UND ANDEREN WEITERENTWICKLUNGEN AM LUFTTRANSPORTSYSTEM

T. Otten<sup>1</sup>, M. Plohr<sup>1</sup>, R. von der Bank<sup>2</sup>

<sup>1</sup>DLR, Institut für Antriebstechnik, Linder Höhe, 51147 Köln

<sup>2</sup>Rolls-Royce Deutschland, Dahlewitz, 15827 Blankenfelde-Mahlow

## 1. ÜBERSICHT

Durch technischen Fortschritt werden an Flugzeugen und Triebwerken ständig Detailverbesserungen vorgenommen. Darüber hinaus hat eine Optimierung der Missionsführung das Potential, das Gesamtsystem Lufttransport weiter zu verbessern. Die Auswirkungen einzelner Verbesserungen auf den Brennstoffverbrauch und auf die Emissionen sind vorab schwer abzuschätzen.

Rolls-Royce Deutschland ist den ACARE<sup>1</sup>-Zielen verpflichtet, die NO<sub>x</sub>-Emissionen von Flugzeugen um 80% zu senken. Die CO<sub>2</sub>-Emissionen des Gesamtflugzeugs sollen um 50% gesenkt werden, wobei die CO<sub>2</sub>-Emissionen von Triebwerken bis zum Jahr 2020 um 15 bis 20% reduziert werden sollen. Bei Rolls-Royce Deutschland wird angestrebt, die NO<sub>x</sub>-Emissionen von neu zuzulassenden Flugtriebwerken bis zum Jahr 2010 um 50% und bis zum Jahr 2020 um 80% zur Referenzbasis des ICAO<sup>2</sup>-CAEP/2 Grenzwerts zu senken.

Gemeinsam mit dem DLR wird an diesem Ziel gearbeitet.

In dieser Modellstudie wird der Einfluss von Verbesserungen hinsichtlich

- Brennkammertechnik,
- Triebwerkszyklus (T30, P30, BPR),
- Flugzeugzellengewicht und
- Missionsführung

auf die NO<sub>x</sub>-Emissionen und den Brennstoffverbrauch für den LTO-Zyklus und für zwei beispielhafte Flugmissionen abgeschätzt. Neben den Einflüssen eines verbesserten thermodynamischen Prozesses (Komponenten-, thermischer- und Vortriebswirkungsgrad) werden die Effekte verbesserter Brennkammertechnik auf Basis von zwei Magervormischbrennerkonzepten betrachtet.

Es werden unterschiedliche Triebwerksmodelle zu Grunde gelegt, die sowohl auf der Basis heutiger Technologie als auch unter Berücksichtigung potentieller Weiterentwicklungen in der Brennkammertechnik ausgewählt wurden. Die Triebwerksmodelle stammen aus dem EU-Projekt CYPRESS [1].

Drei unterschiedliche Brennertechnologien werden berücksichtigt:

- Einfachannulare Brennkammer mit brennstoffreicher Primärzone und Luftzerstäuberbrenner (Stand der Technik)
- Axialgestufte Brennkammer mit LPP2-Magervormischbrenner in der Hauptstufe
- Einfachannulare Brennkammer mit intern gestuften und pilotierten LP(P)5 Magervormischbrennern

Insbesondere werden auch die Auswirkungen einer hinsichtlich Strukturgewicht und Luftwiderstand verbesserten Flugzeugzelle und (in Deutschland typischen) verkürzter Roll- bzw. Taxi-Zeiten auf die NO<sub>x</sub>-Emissionen von Flugmissionen und im LTO-Zyklus abgeschätzt.

Die Berechnung der Triebwerksmodelle erfolgt mit dem thermodynamischen Leistungssyntheseprogramm des DLR, VarCycle [2], während der Einfluss aller Verbesserungen auf die Mission mit Hilfe des DLR-Flugleistungsprogramms VarFlight [3] berechnet wird.

Ziel dieser Studie ist es, Auswirkungen der Verbesserungen der Brennkammertechnologie abzuschätzen. Die Ergebnisse für den LTO-Zyklus wurden mit den ermittelten Missionsdaten verglichen, um Abweichungen und Gemeinsamkeiten festzustellen.

## 2. ABKÜRZUNGEN

<b>ACARE</b>	Advisory Council for Aeronautics in Europe
<b>AGBK</b>	Axialgestufte Brennkammer
<b>BPR</b>	Nebenstromverhältnis / Bypassratio
<b>CAEP</b>	Committee on Aviation Environmental
<b>EABK</b>	Einfachannulare Brennkammer
<b>EINO<sub>x</sub></b>	Emissionsindex NO <sub>x</sub>
<b>F<sub>00</sub></b>	Nennschub
<b>LTO-Cycle</b>	Landing and Takeoff Cycle
<b>LPP</b>	Magervormischbrenner mit vollständiger Vorverdampfung
<b>LP(P)</b>	Magervormischbrenner mit eingeschränkter Vorverdampfung
<b>LZB</b>	Luftzerstäuber Brenner
<b>MLW</b>	Maximales Landegewicht
<b>P</b>	Druck
<b>T</b>	Temperatur

<sup>1</sup> Advisory Council for Aeronautics Research in Europe  
www.acare4europe.org

<sup>2</sup> International Civil Aeronautics Organisation www.icao.int

### 3. AUSWAHL DER TECHNOLOGIE

Um das Emissionsverbesserungspotential unterschiedlicher Weiterentwicklungen zu untersuchen, müssen zunächst Annahmen für ein Referenzsystem und für zu erwartende Verbesserungen getroffen werden. Diese werden im Folgenden vorgestellt.

#### 3.1. Triebwerk

Im Rahmen des EU-Projektes CYPRESS sind unterschiedliche Triebwerksauslegungen untersucht worden. In dieser Untersuchung werden zwei Triebwerksmodelle aus Cypress verwendet. Das generische Basistriebwerk entspricht dem Cypress Modell MFE30-48, was ungefähr den Technologiestand der Mitte der 90er Jahre widerspiegelt. Das hier verwendete wirkungsgradverbesserte Triebwerksmodell E3E [4] entstammt ursprünglich einer generischen Konzeptanalyse von RRD. Diese Variante weist im Vergleich zum Basistriebwerk ein gesteigertes Nebenstromverhältnis sowie ein höheres Gesamtdruckverhältnis auf. Die thermodynamischen Eckdaten der beiden Triebwerksmodelle sind in **Tabelle 1** zusammengefasst.

		Triebwerksmodelle	
		Basis	E3E
Fandruckverhältnis	[-]	1,68	1,55
Gesamtdruckverh.	[-]	30	31,55
Bypassverhältnis	[-]	4,8	8,16
BK-Austrittstemp.	[K]	1610	1773

TAB 1. Thermodynamische Daten der Triebwerksmodelle

#### 3.2. Brennkammern

Es wurden drei unterschiedliche Brennertechnologien [5, 6, 7] ausgewählt, die hier zugrunde gelegt werden.

Als Referenz wurde eine Fett-/Magerbrennkammer mit Luftzerstäuber-Brenner gewählt, die den Stand der heutigen Technik widerspiegelt.

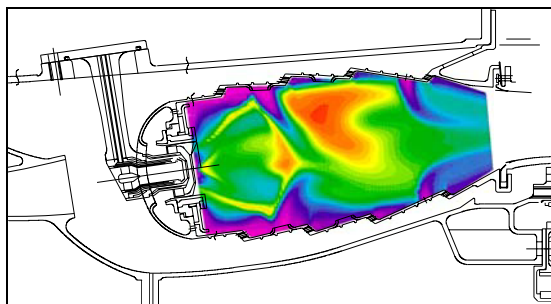


BILD 1. Moderne fett/mager Brennkammer mit konventionellem Luftzerstäuberbrenner

Weiterhin wird eine axialgestufte Brennkammer mit LPP2-Magervormischbrenner mit Pilotzone verwendet.

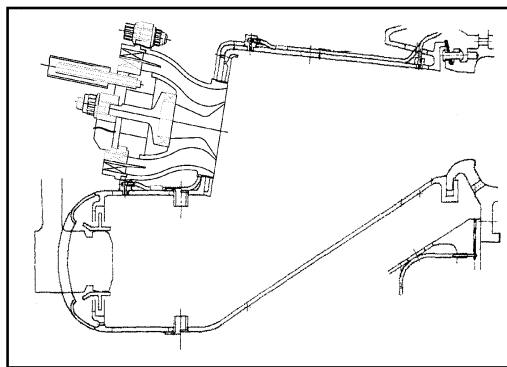


BILD 2. Axialgestufte Brennkammer mit LPP2-Magervormischbrenner in der Hauptzone und einer separaten Pilotbrennerzone

Außerdem wird ein LP(P)5-Magervormischbrenner mit integriertem Pilot-Injektor in einer einfach-annularen Brennkammer untersucht.

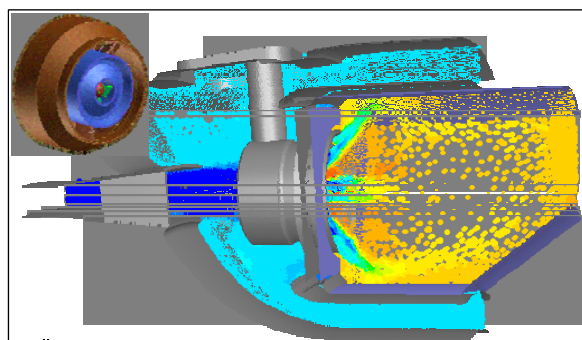


BILD 3. LP(P)5-Magervormischbrenner mit integriertem Pilotbrenner

Die experimentellen Labordaten für die Magervormischbrenner stammen aus den EU-Projekten LowNOx III, LOPOCOTEP<sup>3</sup> und INTELLECT D.M<sup>4</sup>.

#### 3.3. Flugzeug/Flugmission

Ebenfalls aus CYPRESS stammt das hier verwendete generische Flugzeugmodell eines **zweistrahlig**en Kurz- und Mittelstreckenflugzeugs aktueller Bauart. Von diesem Modell wurde eine Variante abgeleitet, die bei gleicher Nutzlast 10% weniger Gewicht und 10% weniger Luftwiderstand besitzt.

Als Basismission wurde die Flugmission mittlerer Reichweite (800nm = 1482km) aus CYPRESS übernommen, eine weitere Mission mit kurzer Reichweite (500km) wurde neu definiert. **Tabelle 2** zeigt die Zeit- und Streckenabschnitte dieser beiden Flugmissionen.

Die Missionstrajektorie wurde für jede Kombination von Flugzeug, Triebwerk und Auslastung gleich gewählt, um einen direkten Vergleich zu erlauben.

<sup>3</sup> Low Pollutant Combustor Technology Programme  
www.lopocotep.com

<sup>4</sup> Integrated Lean Low Emission Combustor Design Methodology  
www.intellect-dm.org

	1482 km		500km	
	t [s]	s [km]	t [s]	s [km]
Take-off	30	1,1	29	1,1
Climb to 3000ft	74	6,7	73	6,6
Climb to FL200	431	60,7	422	66,7
Climb to Cruise	712	146,9	440	96,2
Cruise	4584	1060,7	652	154,2
Descent to 3000ft	1103	188,4	968	157,8
Approach & Landing	240	17,5	240	17,5
<b>Gesamtmission</b>	<b>7172</b>	<b>1482</b>	<b>2823</b>	<b>500</b>

TAB 2. Zeit- und Streckenabschnitte der einzelnen Flugphasen (Reiseflughöhen für 1482km und 500 km Mission sind 35000 ft bzw. 30000 ft)

Um den Effekt einer verbesserten Flugzeugauslastung zu untersuchen, wurden die Flugmissionen mit zwei unterschiedlichen Beladungszuständen berechnet. Neben einer durchschnittlichen Auslastung von 75%, wie sie in etwa bei Fluggesellschaften heute erreicht wird, wird die theoretische Grenzauslastung von 100% angenommen.

Bei den zur Auswertung verwendeten Umrechnungen von Nutzlast in Passagier-Kilometer wurde jeweils die gesamte Nutzlast in Passagiere umgerechnet mit der Annahme, dass ein Passagier mit Gepäck 100 kg entspricht. Weiterhin ist die transportierte Nutzlast auf allen Missionen mit gleicher Auslastung identisch.

#### 4. DURCHFÜHRUNG

Die Triebwerksberechnung wurde mit dem thermodynamischen Leistungssyntheseprogramm VarCycle durchgeführt. Die Missionsberechnung erfolgte mit dem Flugleistungsprogramm VarFlight.

Die Triebwerke des Basisflugzeugs wurden für einen Nennschub ( $F_{00}$ ) von 112kN ausgelegt. Aufgrund des geringeren Luftwiderstandes und des geringeren Strukturgewichts, werden die Triebwerke entsprechend dem verringerten Schubbedarf des leichteren Flugzeugmodells (-10% Gewicht -10% Widerstand) auf  $F_{00}=100\text{kN}$  skaliert. Das E3E-Triebwerksmodell wurde mit den bereits vorgestellten Brennkammern simuliert während die Brennkammer des Basistriebwerks nicht verändert wurde.

Beide Flugmissionen wurden sowohl mit dem Basisflugzeugmodell, als auch mit dem verbesserten Flugzeugmodell und mit jeweils beiden Triebwerksmodellen (Basis- & E3E-Konzept) und den 2 Beladungszuständen gerechnet.

Für alle Flugmissionen mit konventioneller Brennkammer wurden die  $\text{NO}_x$ -Emissionen mit der DLR FuelFlow-Methode [8] auf Basis der Referenzwerte bestimmt.

Für die Missionen mit dem optimierten Triebwerksmodell wurden zusätzlich die  $\text{NO}_x$ -Emissionen der LPP2 und dem LP(P)5-Brennkammern nach der in **Abschnitt 5** beschriebenen Methode manuell ermittelt.

Die Gesamtwerte der Emissionen wurden für die Flugmissionen und den LTO-Zyklus jeweils mit ICAO-Standard-

und einer reduzierten Taxi-Zeit sowie mit ICAO-Standard- und realem Taxi-Schub bestimmt. Die reduzierte Taxizeit betrug 15 Minuten (statt 26 Minuten im ICAO-LTO-Zyklus). Statistische Auswertungen für Flughäfen in Deutschland deuten darauf hin, dass die tatsächlichen Rollzeiten auf deutschen Flughäfen mit ca. 15 Minuten deutlich kürzer sind als nach dem ICAO-LTO-Zyklus angenommen.

Der reale Taxi-Schub ( $\sim 6\%$  statt  $7\% F_{00}$  im LTO-Zyklus) wurde gleich dem Widerstand gesetzt, der aus dem aktuellen Flugzeuggewicht und der Geschwindigkeit errechnet wurde.

Sowohl die Basis- (1482 km) als auch die kürzere Mission (500km) wurden mit normaler (75%) und theoretischer Grenzauslastung (100%) gerechnet. Jede dieser Varianten wurde sowohl mit dem Basis- als auch mit dem E3E-Triebwerk simuliert, wobei die Emissionen des verbesserten Triebwerks für die konventionelle und auch für die Magervormischbrennkammern ermittelt wurden. Bei der Untersuchung des verbesserten Flugzeugs wurde die Basismission mit 75% Auslastung verwendet. Das verbesserte Flugzeug wurde sowohl mit dem Basistriebwerk als auch mit dem E3E-Triebwerk betrieben.

#### 5. ANWENDUNG EINER KORRELATIONS-METHODE AUF BASIS DER MESSDATEN

Um den Stickoxid-Emissionsindex ( $\text{EINO}_x$  in g  $\text{NO}_x$  pro kg Brennstoff) in unterschiedlichen Betriebspunkten des Triebwerks zu ermitteln wird die  $p_3/T_3$ -Korrelationsmethode verwendet.

Diese Methode basiert auf zwei Referenzkurven, die für das jeweilige Triebwerk definiert wurden.

$$(1) \quad \text{EINO}_{x,\text{Ref}} = f_1(T_3)$$

$$(2) \quad p_{3,\text{Ref}} = f_2(T_3)$$

Mit diesen Funktionen lässt sich der Emissionsindex berechnen nach

$$(3) \quad \text{EINO}_x = \text{EINO}_{x,\text{Ref}} (p_3/p_{3,\text{Ref}})^A$$

Die Funktionen  $f_1$  und  $f_2$  wurden durch Anpassung an verfügbare Messdaten erzeugt. Obwohl prinzipiell auch Funktionen höherer Ordnung denkbar sind, wurden hier wegen der geringen Anzahl verfügbarer Datenpunkte quadratische Funktionen gewählt, die in diesem Fall das Verhalten der Brennkammer mit sehr guter Genauigkeit annähern.

Der Exponent A beschreibt die Druckabhängigkeit der  $\text{NO}_x$ -Produktion. Die vorliegenden Daten legen einen Wert für A von 0,37 nahe, der im Rahmen der hier vorgestellten Untersuchungen verwendet wurde.

## 6. ERGEBNISSE FÜR DEN LTO-ZYKLUS

Vergleicht man die beiden Triebwerksmodelle im ICAO-LTO-Zyklus zeigt sich, dass der verringerte Kraftstoffverbrauch des wirkungsgradoptimierten Triebwerks (E3E) bei gleicher Brennkammertechnologie höhere brennstoffspezifische  $\text{NO}_x$  Emissionen erzeugt. Ursache sind höhere Brennkammertemperaturen und -drücke.

Infolge des höheren Wirkungsgrads und der damit verbundenen Brennstoffersparnis ist das wirkungsgradverbesserte Triebwerk allerdings imstande, die deutlich höheren brennstoffspezifischen  $\text{NO}_x$ -Emissionen zu kompensieren und weist im LTO-Zyklus geringere  $\text{NO}_x$ -Gesamtemissionen als das Referenztriebwerk (Tabelle 3) auf.

ICAO LTO-Zyklus	Basis	E3E		
	EABK LZB	EABK LZB	AGBK LPP2	EABK LPP5
EINO <sub>x</sub> (100% Foo) [g/kg]	25,7	31,5	17,9	12,67
EINO <sub>x</sub> (85% Foo) [g/kg]	22,1	26,7	11,5	11,7
EINO <sub>x</sub> (30% Foo) [g/kg]	10	11,3	7,2	7,6
EINO <sub>x</sub> (7% Foo) [g/kg]	4,6	4,8	4,8	4,0
Brennstoff [kg]	483,2	383,6	383,6	383,6
Dp NO <sub>x</sub> [kg]	6,039	5,816	3,301	2,992
Dp NO <sub>x</sub> / Foo [g/kN]	54,1	52	29,5	26,7

TAB 3. Ergebnisse für den ICAO LTO-Zyklus

Verglichen mit dem Basistriebwerk erreicht das verbesserte E3E-Triebwerk im ICAO-LTO-Zyklus eine Kraftstoffreduzierung um mehr als 20%, während die Stickoxid-Emissionen um knapp 4% gesenkt werden. Diese Reduktion wird durch den reduzierten Verbrauch geleistet, obwohl der Emissionsindex des E3E bei 100%-Nennschub ( $F_{00}$ ) mehr als 22% größer als der des Basistriebwerks ist.

Deutlich macht sich die Einführung von  $\text{NO}_x$ -reduzierenden Magervormischbrennern bemerkbar: Mit der axialgestuften LPP2-Brennkammer ist der EINO<sub>x</sub> dieser Konfiguration bei Nennschub 30% niedriger als der der Basiskonfiguration, im ICAO-LTO-Zyklus wird jedoch eine  $\text{NO}_x$ -Reduzierung (Dp NO<sub>x</sub> / Foo) um 45% gegenüber der Basiskonfiguration (43% gegenüber E3E-Triebwerkskonzept mit konventioneller fett-mager Brennkammer) erreicht.

Das E3E-Triebwerkskonzept kombiniert mit LP(P)5-Modul und einfach-annularer Brennkammer erreicht bei 100%-Nennschub etwas niedrigere EINO<sub>x</sub> Werte und verringert damit den Gesamtmassenausstoß von  $\text{NO}_x$  (Dp NO<sub>x</sub>) um über 50% gegenüber dem Basistriebwerk. Verglichen mit der axialgestuften LPP2-Brennkammer wird der  $\text{NO}_x$  Ausstoß um 10% gesenkt.

Ein abgewandelter ICAO-LTO-Zyklus, in dem der Taxi-Schub so gewählt wurde, dass er dem Flugzeugwiderstand beim Rollen entspricht (~5-6% Nennschub), und einer Taxi-Zeit, die statistisch gemittelt in Deutschland realistisch ist (15Min), liefert deutlich niedrigere Werte als der ICAO-LTO Zyklus (Tabelle 4).

LTO-Zyklus Rollzeit: 15 Minuten	Basis	E3E		
		Konv. BK	LPP2	LPP5
EINO <sub>x</sub> (100% $F_{00}$ ) [g/kg]	25,7	31,5	17,9	12,7
EINO <sub>x</sub> (85% Foo) [g/kg]	22,1	26,7	11,5	11,7
EINO <sub>x</sub> (30% Foo) [g/kg]	10	11,3	7,2	7,6
EINO <sub>x</sub> (7% Foo) [g/kg]	4,6	4,8	4,8	4,0
Brennstoff [kg]	377,4	302,6	302,6	302,6
Dp NO <sub>x</sub> [kg]	5,507	5,388	2,872	2,620
Dp NO <sub>x</sub> / Foo [g/kN]	49,3	48,2	25,7	23,4

TAB 4. Ergebnisse für den modifizierten LTO-Zyklus

Die  $\text{NO}_x$ -Reduktion durch das bessere E3E-Triebwerkskonzept ist weniger ausgeprägt, während die  $\text{NO}_x$ -Reduktion durch die Magervormischbrenner mit 48% (LPP2-Modul gegenüber konventionellem fett-mager Luftzerstäuber) bzw. 53% (LP(P)5 gegenüber Basisbrennkammerkonzept) deutlicher ausfällt.

Vergleicht man die Dp NO<sub>x</sub>-Werte (in kg) des ICAO-LTO-Zyklus mit dem modifizierten Zyklus, der realistische Roll- bzw. Taxi-Zeiten (15 Minuten) und Schubanforderungen (5-6% Nennschub) zugrunde legt, zeigt sich, dass die Emissionen durch den ICAO-LTO-Zyklus bei konventioneller Brennkammertechnik zwischen 8 und 10% und bei Brennkammertechnik mit Magervormischbrennern etwa 15% höher abgeschätzt werden. Ursache dafür ist, dass - trotz der geringen  $\text{NO}_x$  Emissionen und des niedrigen Brennstoffverbrauchs bei geringer Last - die langen Betriebszeiten im Taxi-Modus (26min) diesem im ICAO-LTO-Zyklus zu großes Gewicht verleihen.

Diese hohe zeitliche Gewichtung der Roll- bzw. Taxi-Zeiten wirkt sich für die Magervormisch-Konzepte besonders nachteilig aus, da die  $\text{NO}_x$ -Emissionen bei Betrieb im Schwachlastbereich nahezu ausschließlich durch die Pilotierung verursacht werden, die prinzipbedingt konventionellen Luftzerstäuber-Brennern ähnlich ist.

In Bild 4 sind die  $\text{NO}_x$ -Ergebnisse für die beiden LTO-Zyklen zusammenfassend dargestellt.

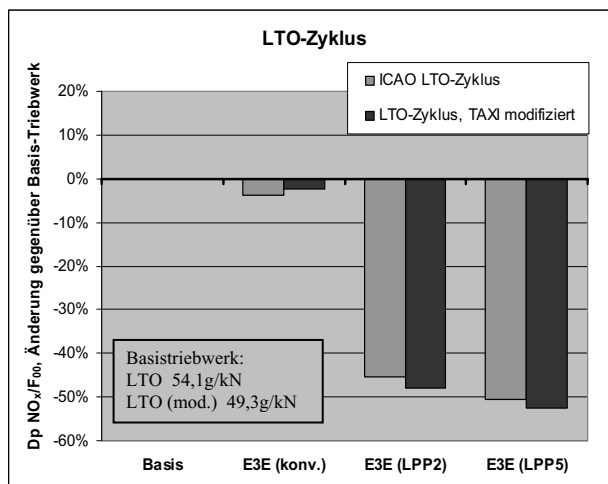


BILD 4. Vergleich der  $\text{NO}_x$ -Emissionen im LTO-Zyklus

## 7. ERGEBNISSE FÜR DIE FLUGMISSION

Um die Effekte der einzelnen Parameter vollständig bewerten zu können, müssen neben den Auswirkungen auf den LTO-Zyklus auch die Auswirkungen auf eine gesamte Flugmission untersucht werden.

### 7.1. Einfluss der Triebwerkstechnologie

Um den Effekt eines thermodynamisch verbesserten Triebwerks während einer Mission zu untersuchen, wurde eine Missionsrechnung für eine Basismission von 1482 km mit 75% Nutzlast für das Standardflugzeug in Kombination mit dem Basistriebwerk und mit dem verbesserten E3E-Triebwerk durchgeführt.

Unter Verwendung des Basistriebwerks ergibt sich ein Verbrauch von 5,2t Kerosin-Kraftstoff. Wird dieselbe Mission mit dem verbesserten E3E-Triebwerkskonzept berechnet, so ergibt sich ein 11% geringerer Kraftstoffverbrauch (**Bild 5**).

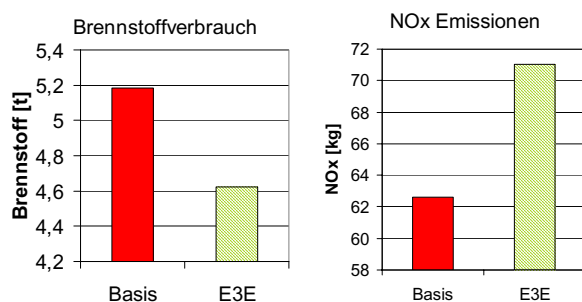


BILD 5. NO<sub>x</sub> Emissionen und Brennstoffverbrauch für Basistriebwerk und verbessertes Triebwerk (75% MLW, 1482 km)

Mit dem Basistriebwerk ergibt sich für die untersuchte Mission ein NO<sub>x</sub> Ausstoß von 62,6 kg. Unter Verwendung des E3E-Triebwerks mit konventioneller Brennkammertechnologie steigt dieser Wert um 13%. Es werden rechnerisch 71,0 kg NO<sub>x</sub> produziert.

Diese Ergebnisse unterscheiden sich von den Ergebnissen für den ICAO LTO-Zyklus, in dem das E3E-Triebwerk einerseits eine doppelt so große Verbrauchsreduktion aufweist und andererseits eine kleine Reduzierung der NO<sub>x</sub>-Emission erreicht statt wie im Fall der Flugmission eine deutliche Erhöhung.

Ursache dafür ist im Wesentlichen das erhöhte Nebenstromverhältnis (8,16 zu 4,8) des verbesserten Triebwerks.

Aufgrund der geringen Luftdichte in Reiseflughöhe wird der Schub eines Triebwerks mit hohem Nebenstromverhältnis mit zunehmender Höhe stärker abfallen als der eines Triebwerks mit niedrigerem Nebenstromverhältnis (Thrust Lapse). Daher muss das Triebwerk mit höherem Nebenstromverhältnis im Reiseflug etwas höher belastet werden und mit vergleichsweise etwas höherer Brennkammertemperatur betrieben werden.

Der primäre (und erwünschte) Effekt ist eine Erhöhung des Triebwerks-Wirkungsgrads und infolge dessen eine Reduzierung des Brennstoffverbrauchs. Als sekundärer Effekt werden aber auch die NO<sub>x</sub>-Emissionen entsprechend erhöht. Dieser Erhöhung der NO<sub>x</sub>-Emissionen kann nur durch Fortschritte in der Brennkammertechnologie begegnet werden.

Die unterschiedlichen Tendenzen zwischen den berechneten NO<sub>x</sub>-Emissionen des E3E-Triebwerks im ICAO LTO-Zyklus und auf der simulierten Flugmission deuten darauf hin, dass es nicht möglich ist, aus den Emissionsdaten des LTO-Zyklus unmittelbar auf das Emissionsverhalten des Triebwerks im Flug zu schließen.

Bildet man allerdings, analog zu dem in [9] vorgeschlagenen Verfahren, einen mittleren Emissionsindex für den ICAO-LTO-Zyklus und für die Flugmission, indem man die im gesamten Zyklus bzw. auf der ganzen Mission emittierte NO<sub>x</sub>-Menge durch den verbrauchten Kraftstoff teilt, so weisen beide durch Einführung des verbesserten (E3E) Triebwerks eine Erhöhung in etwa gleicher Größenordnung auf (**Tabelle 5**).

Triebwerk	Mittlerer EI NO <sub>x</sub>	
	ICAO LTO-Zyklus	Flugmission
Basis	12,50	12,42
E3E	15,16	15,75

TAB 5. Vergleich der mittleren Emissionsindizes des ICAO-LTO-Zyklus und der 1482km Flugmission

Daher kann man davon ausgehen, dass eine Limitierung der Emissionen im LTO-Zyklus eine vergleichbare Limitierung der Emissionen der Gesamtmission zur Folge hat.

Der ICAO-Lande und Startzyklus geht davon aus, dass der Flughafennahbereich hauptsächlich durch die Emissionen im Höhenbereich unter 3000ft (914m) beeinflusst wird. Ein Vergleich des ICAO-LTO Zyklus mit den Werten der gerechneten Flugmission unter 3000ft soll zeigen, inwieweit reale Flüge von den standardisierten Werten des Zyklus abweichen können.

Im Gegensatz zum ICAO-LTO-Zyklus wird bei der Missionsrechnung, wie auch im real geflogenen Start- und Landezyklus, (d.h. dem Flugbereich bis zu einer Höhe von 3000ft) der Schub auf jedem Abschnitt des Fluges an die realen Bedingungen angepasst.

Aus dem vorgegebenen Flugpfad, dem aktuellen Flugzeuggewicht und den Umgebungsbedingungen ergibt sich der Schubbedarf für den jeweiligen Flugzustand. Bei der Missionsrechnung wurde sowohl für das Flugzeug mit Basistriebwerken, als auch für das mit E3E-Triebwerken derselbe Flugpfad gewählt, damit die Vergleichbarkeit nicht durch weitere Einflüsse erschwert wird.

**Tabelle 6** zeigt einen Vergleich zwischen den Ergebnissen für den ICAO LTO-Zyklus und für die Abschnitte des wirklichen Start- und Landezyklus aus der Flugmissionssimulation unter 3000ft.

(LTO-Zyklus und Missionswerte jeweils pro Triebwerk!)		Brennstoff [kg]	NO <sub>x</sub> [kg]
Basis	LTO-Zyklus	483	6,04
	unter 3000ft	281	3,41
E3E	LTO-Zyklus	384	5,82
	unter 3000ft	235	3,50

TAB 6. Vergleich ICAO-LTO-Zyklus mit Flugmission unterhalb 3000ft (918m) (Basisflugzeug, 75% Auslastung, 1482km Mission, Basistriebwerk und E3E mit LZB-Brennkammer)

Die NO<sub>x</sub>-Simulationsergebnisse der Flugmission unter 3000ft liegen deutlich unter denen des ICAO-LTO-Zyklus. Die Abweichungen sind jedoch konsistent.

Auf dem Missionsabschnitt unterhalb 3000 ft (echter Start- und Landezyklus) werden 39-42% weniger Brennstoff verbraucht und 40-43% weniger NO<sub>x</sub> produziert als nach ICAO-LTO-Zyklus.

Die Operational Aircraft Emissions-Studie der SWISS und dem Flughafen Zürich [10], kommt für Mittelstreckenflugzeuge (z.B. A320) mit konventioneller Brennkammertechnik zu ähnlichen Ergebnissen: -45% Brennstoff, -43% NO<sub>x</sub>.

Ursache für diese großen Unterschiede zwischen echtem Start- und Landezyklus und dem ICAO-LTO-Zyklus ist hauptsächlich, dass auf der realen Flugmission kürzere Zeiten für die jeweiligen Betriebsphasen benötigt werden als laut LTO-Zyklus vorgegeben (Tabelle 7).

	LTO-Zyklus	Mission
Take-off [s]	42	28
Climb [s]	132	71
Descent [s]	240	237
Taxi [s]	1560	900

TAB 7. Betriebszeiten in den einzelnen Phasen des ICAO-LTO-Zyklus und der berechneten Flugmission unterhalb 3000ft (914m)

Die Betriebsdauer unter 3000ft auf der Flugmission ist ca. 37% kürzer als der ICAO Start- und Landezyklus annimmt, was in der Tendenz recht gut den beobachteten Abweichungen bei Brennstoff und NO<sub>x</sub> entspricht.

Die verbleibenden, geringeren Abweichungen werden dadurch verursacht, dass auf der Flugmission nicht die Schubeinstellungen verwendet wurden, die im ICAO-LTO-Zyklus angenommen sind, sondern die, die für das vorgegebene Flugprofil beim jeweils aktuellen Flugzeuggewicht benötigt wurden. (Ein direkter Vergleich der Schubwerte ist nicht möglich, da der Schub auf der Flugmission zusätzlich durch die Fluggeschwindigkeit beeinflusst wird, während der Schub im ICAO-LTO-Zyklus für Boden/Stand-Bedingungen definiert ist). Für das Taxiing wurde statt 7% F<sub>00</sub> eine Schubeinstellung entsprechend dem aktuellen Widerstand verwendet (entspricht etwa 6% F<sub>00</sub>).

Über die gesamte Flugmission erzielt das wirkungsgradverbesserte Triebwerk (E3E) eine Reduktion der benötigten Kraftstoffmenge um ca. 11%. Die im ICAO LTO-Zyklus gefundene Verbrauchsreduktion um 20% wird nicht in gleicher Größe auf die Flugmission übertragen. Ursache

dafür ist, dass im Reiseflug, der den größten Anteil am Gesamtverbrauch der Mission hat (ca. 60%), der Verbrauchsvorteil des E3E-Konzepttriebwerks aufgrund des Schubabfalls („Thrust Lapse“ s.o.) geringer ist als am Boden. Das wirkungsgradverbesserte E3E-Kerntriebwerk muss daher im Reiseflug mit (relativ zum Bodenbetrieb) höherer Last als das Basis-Triebwerk betrieben werden, um den nötigen Schub zu liefern. (Ein kleineres Kerntriebwerk muss einen größeren Fan antreiben.)

Der Schubabfall in der Höhe wirkt sich auch auf die NO<sub>x</sub>-Emissionen aus: Während das E3E-Modelltriebwerk im ICAO-LTO-Zyklus weniger NO<sub>x</sub> produziert als das Basis-Triebwerk, emittiert es auf der Flugmission etwa 13,5% mehr.

Eine Reduzierung der NO<sub>x</sub>-Emissionen des realen Flugbetriebs kann daher durch konventionelle Weiterentwicklungen des Triebwerksprozesses (höhere Druckverhältnisse, Temperaturen) nicht erreicht werden, ohne dass eine verbesserte Brennkammertechnologie für niedrige Emissionen eingeführt wird.

## 7.2. Einfluss der Brennkammertechnologie

Um den Einfluss der bereits vorgestellten Brennkammerkonzepte während einer Flugmission berechnen zu können, wurde mit der p3-T3-Methode (Kapitel 5) die NO<sub>x</sub>-Produktion während der Flugmission für alle Brennkammern ermittelt.

Die Einführung der axialgestuften Brennkammer mit Magervormischnbrenner in der Hauptstufe (LPP2) reduziert die Emissionen des E3E-Konzepttriebwerks deutlich.

Aufgrund der Notwendigkeit einer konventionellen Pilotstufe, die einen stabilen Betrieb im Schwachlastbereich gewährleistet, wirkt sich diese Reduktion hauptsächlich im mittleren und oberen Lastbereich aus. Bild 6 verdeutlicht die unterschiedlichen Emissionsprofile im Boden/Stand-Betrieb:

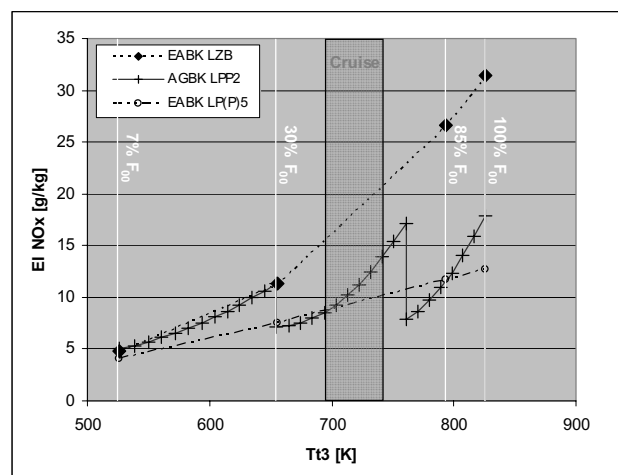


BILD 6. Emissionsprofile des E3E-Modelltriebwerks mit konventioneller sowie mit Magervormischnbrennkammern im Boden/Stand-Fall

Als Resultat dieses Verlaufs produziert das simulierte E3E-Triebwerk mit axialgestufter LPP2-Brennkammer bei gleichem Kraftstoffverbrauch ca. 48% weniger  $\text{NO}_x$  auf der Basismission als das E3E-Triebwerk mit konventioneller LZB-Brennkammer. Das ist etwa 5 Prozentpunkte besser (weniger) als im ICAO-LTO-Zyklus, was dadurch verursacht wird, dass auf der realen Flugmission der Anteil der Flugphasen, in denen das Triebwerk im hohen Lastbereich betrieben wird (in dem die axialgestufte LPP2-Brennkammer die größte  $\text{NO}_x$ -Reduzierung bewirkt) größer ist.

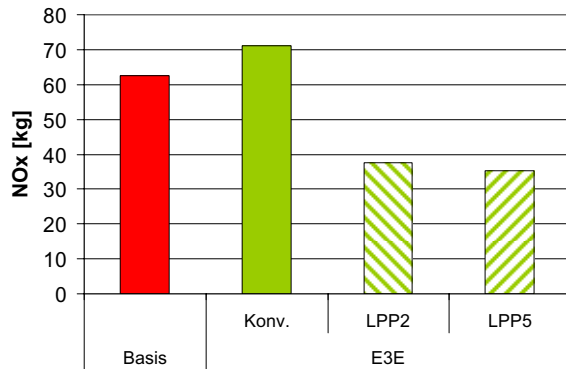


BILD 7.  $\text{NO}_x$  Emissionen auf einer 1482 km Mission (Basisflugzeug, 75% Auslastung)

Die LP(P)5-Brennkammer erreicht im Vergleich zur herkömmlichen Brennkammer deutlich geringere Emissionswerte. Wie in **BILD 7** zu erkennen ist, sind die simulierten Emissionswerte für die Basismission etwa 49% geringer als für die konventionelle Brennkammer und etwa 6% geringer als bei der axialgestuften LPP2-Brennkammer.

Um einen objektiven Vergleichsmaßstab anzuwenden, kann man als Referenz eine Flugmission einführen, deren Triebwerk im ICAO-LTO-Zyklus gerade den CAEP/2-Grenzwert für  $\text{NO}_x$ -Emissionen erreicht. Dies wäre für das E3E-Triebwerk ein  $\text{Dp NO}_x / \text{Foo}$  - Wert von 82,48 g/kN. Mit einem solchen Triebwerk würden auf der Basismission 140 kg  $\text{NO}_x$  produziert. Gegenüber dieser CAEP/2-Basismission erreicht die gerechnete Mission mit LP(P)5 Brennkammer eine Reduzierung der  $\text{NO}_x$ -Emissionen um 74,7%. Werden nur die  $\text{NO}_x$  Emissionen unterhalb von 3000ft betrachtet, so ergibt sich für die axialgestufte LPP2-Brennkammer eine Reduktion von 46% gegenüber dem E3E-Konzept mit konventioneller Brennkammer. Mit LP(P)5-Brennkammer lässt sich der  $\text{NO}_x$ -Ausstoß vergleichsweise um 56% senken (**Bild 8**).

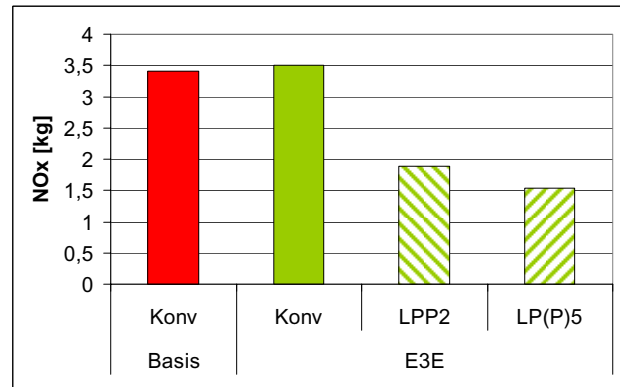


BILD 8.  $\text{NO}_x$  Emissionen unterhalb von 3000ft (Basisflugzeug, 75% Auslastung, 1482 km Mission)

Die  $\text{NO}_x$ -Senkung durch verbesserte Brennkammern fällt damit im Flughafennahbereich größer aus als auf der Gesamtmission. Dies liegt daran, dass die Triebwerke unterhalb von 3000ft in Bereichen betrieben werden, in denen die verbesserten Brennkammern ihre Vorteile besonders zur Geltung bringen.

### 7.3. Einfluss der Flugzeugzelle/Aerodynamik

Um das Potential eines verbesserten Flugzeugentwurfs in Leichtbauweise hinsichtlich  $\text{NO}_x$  und Brennstoffverbrauch zu ermitteln, wurden die Emissionen der bereits vorgestellten Triebwerke an dem Referenzflugzeug mit denen verglichen, die durch skalierte Triebwerke an einem Flugzeug mit 10% geringerem Widerstand und 10% weniger Strukturgewicht verursacht werden. Dabei ist zu beachten, dass sich das Abhebegewicht des Flugzeugs um einen deutlich geringeren Faktor reduziert, da Nutzlast und Treibstoffgewicht neben dem Strukturgewicht einen erheblichen Anteil am Gesamtgewicht haben.

Die Simulation ergibt, dass durch das verbesserte Flugzeug der Missionsverbrauch um 13,5% gesenkt wird, sowohl bei Verwendung des Basistriebwerks als auch bei Verwendung des E3E-Triebwerks (**BILD 9**).

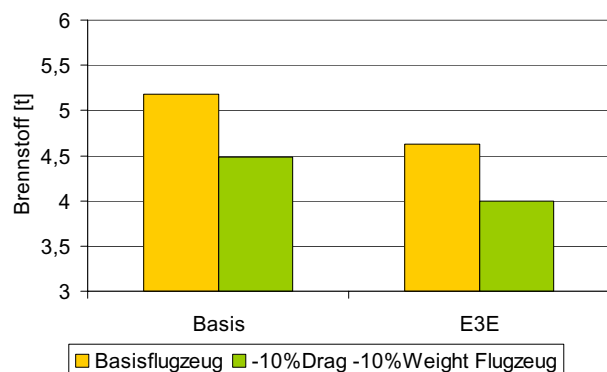


BILD 9. Auswirkungen verbesserter Flugzeugtechnologie auf den Brennstoffverbrauch (1428 km, 75% Auslastung)

Auch ohne die Einführung von Magervormischbrennkammern werden die  $\text{NO}_x$ -Emissionen durch das verbesserte



Flugzeug deutlich reduziert, und zwar um 15,4% für das Standard- und um 16,7% für das verbesserte Triebwerk (Bild 10).

Ursache dafür ist, dass das verbesserte Flugzeug weniger Schub im Reiseflug benötigt, was einerseits den Brennstoffverbrauch reduziert, andererseits aber auch den Betriebspunkt des Triebwerks in einen Bereich mit geringerem EI NO<sub>x</sub> verlagert, so dass im Endeffekt die Reduzierung der NO<sub>x</sub>-Emission deutlich ausfällt als die des Brennstoffverbrauchs.

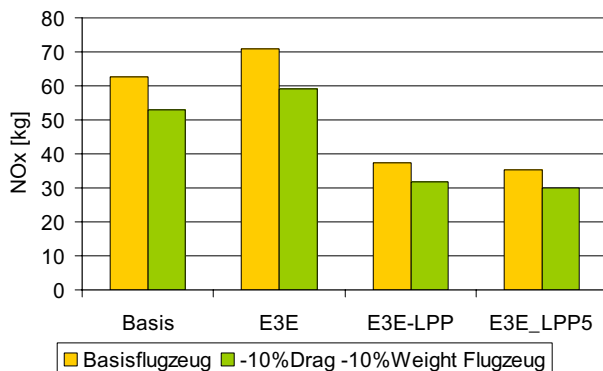


BILD 10. Auswirkungen verbesserter Flugzeugtechnologie auf die NO<sub>x</sub>-Emissionen (1428 km, 75% MLW)

Die Einführung der Magervormisch-Brennkammern im E3E-Triebwerk führt auch bei dem verbesserten Flugzeug zu einer Reduktion der NO<sub>x</sub>-Emissionen um ca. 48% (axialgestuftes LPP2) bis 50% (intern gestuftes LP(P)5), was einer Reduzierung um ca. 55% gegenüber dem Basisflugzeug (mit E3E-Triebwerk und LZB) entspricht.

Gegenüber der oben beschriebenen CAEP/2-Vergleichsmision ergibt sich bei Anwendung der LP(P)5-Brennkammer eine Reduzierung der NO<sub>x</sub>-Emissionen um 78,6%.

Generell ist festzustellen, dass Verbesserungen am Flugzeug mit zunehmender Missionslänge größere Verbesserungen im Missionsverbrauch und den Emissionen nach sich ziehen, da weniger Kraftstoff benötigt wird und somit das Startgewicht des Flugzeugs geringer ist, was wiederum eine geringere Schubanforderung des Flugzeugs zur Folge hat.

Auch unterhalb von 3000 ft werden die NO<sub>x</sub>-Emissionen durch das verbesserte Flugzeug um etwa 13-15% gesenkt (Bild 11).

Verbesserungen an der Flugzeugzelle können somit die NO<sub>x</sub> Emissionen im Flughafennahbereich und in einer Flugmission reduzieren.

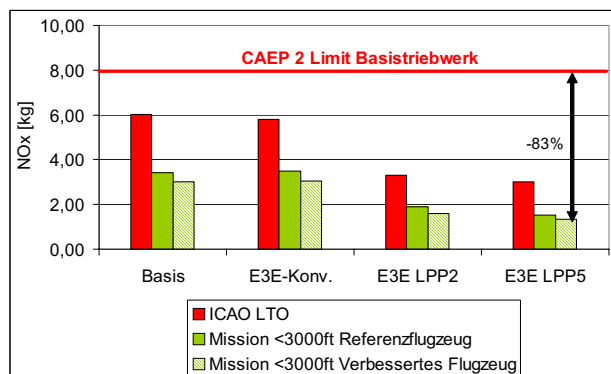


BILD 11. NO<sub>x</sub> Emission für Lande- und Startzyklus (ICAO-LTO und Missionsrechnung, unterschiedliche Technologieverbesserungen)

Verglichen mit dem CAEP/2-Grenzwert erlauben die kombinierten Verbesserungen von Triebwerk, Brennkammer und Flugzeug eine enorme Reduktion der Stickoxide.

Der ICAO-LTO Zyklus des E3E-Triebwerks mit LP(P)5 Brennkammer liegt 62,5% unter dem CAEP/2 Grenzwert des Basistriebwerks und 67% unter dem CAEP/2-Limit für das E3E-Triebwerk.

Der berechnete Lande- und Startzyklus liefert etwa 80% niedrigere NO<sub>x</sub> Werte, bei Einbeziehung eines verbesserten Flugzeugs ergeben sich sogar 83% NO<sub>x</sub>-Reduktion relativ zum CAEP/2-Grenzwert des Basismodelltriebwerks.

#### 7.4. Einfluss der Auslastung

Wird die Auslastung des Flugzeugs von 75% auf 100% erhöht, steigt der Kraftstoffverbrauch infolge des höheren Startgewichts um ca. 5% an. Die NO<sub>x</sub>-Emissionen werden durch die erhöhte Auslastung etwa doppelt so stark erhöht. Ursache dafür ist wieder, dass mit erhöhtem Schubbedarf sowohl der Brennstoffverbrauch als auch der EI NO<sub>x</sub> steigt.

Eine Bewertung des Einflusses der Auslastung ist allerdings nur zulässig, wenn die höhere Transportleistung berücksichtigt wird (Tabelle 8):

	kg Fuel / 100PKM	g NOx / 100PKM
<i>100% Auslastung</i>		
<b>Basis</b>	3,28	41,28
<b>E3E</b>	2,92	46,79
<b>E3E-LPP2</b>	2,92	24,55
<b>E3E-LPP5</b>	2,92	22,83
<i>75% Auslastung</i>		
<b>Basis</b>	4,27	51,51
<b>E3E</b>	3,80	58,44
<b>E3E-LPP2</b>	3,80	30,85
<b>E3E-LPP5</b>	3,80	28,99

TAB 8. Kraftstoffverbrauch und Emissionen der 1482km Mission für verschiedene Auslastungen, bezogen auf Transportleistung (Passagierkilometer, PKM) (Basisflugzeug, 1482km)



Die höhere Auslastung wirkt sich positiv auf die auf Transportleistung bezogenen Werte aus. Das Flugzeug verbraucht dann absolut mehr Brennstoff und emittiert mehr NO<sub>x</sub>, transportiert aber damit so viel mehr Passagiere, dass bei voller Auslastung pro Passagier und 100 km Flugstrecke 23% weniger Kraftstoff verbraucht und 20% weniger NO<sub>x</sub> produziert werden als bei 75% Auslastung (unabhängig vom Triebwerks- und Brennkammertyp).

## 7.5. Einfluss der Flugstrecke

Wie der Einfluss der Auslastung muss der Einfluss der Missionslänge unter Berücksichtigung der Transportleistung verglichen werden, da eine kürzere Mission trivialerweise in jedem Fall eine Reduzierung des Verbrauchs und der Emissionen zur Folge hat, die Transportleistung aber ebenfalls zurückgeht. **Tabelle 9** zeigt, dass auf die Transportleistung bezogen die Missionslänge das Verbrauchs- und Emissionsverhalten beeinflusst:

75% MLW	kg Fuel / 100PKM	g NO <sub>x</sub> / 100PKM
1482km		
Basis	4,27	51,5
E3E	3,80	58,4
E3E-LPP2	3,80	30,9
E3E-LPP5	3,80	29,0
500 km		
Basis	5,93	83,9
E3E	5,19	92,9
E3E-LPP2	5,19	47,1
E3E-LPP5	5,19	41,8

TAB 9. Kraftstoffverbrauch und Emissionen der Missionen mit Basisflugzeug bezogen auf Transportleistung (Passagierkilometer, PKM) (75% MLW, Basisflugzeug)

Es zeigt sich, dass die 66% kürzere 500km Mission auf die Transportleistung bezogen 38% mehr Kraftstoff verbraucht und 63% mehr NO<sub>x</sub> produziert als die 1482km Mission. Ursache dafür ist, dass bei der kürzeren Mission 60% des Kraftstoffs im Steigflug verbraucht wird, verglichen mit nur ca. 30% bei der längeren Mission. Da die Triebwerke im Steigflug besonders stark belastet werden und entsprechend viel NO<sub>x</sub> produzieren, beeinflusst diese Flugphase bei der kurzen Mission den NO<sub>x</sub>-Ausstoß der Gesamtmision besonders stark.

In schwächerer Form gilt dasselbe auch für den Kraftstoffverbrauch. Dabei ist allerdings zu beachten, dass eine längere Mission nicht zwingend verbrauchsgünstiger sein muss, da jedes Flugzeug eine optimale Reichweite hat, bei der der Verbrauch minimal ist. Eine Steigerung der Missionslänge über diese optimale Reichweite hinaus würde wieder einen Anstieg des Verbrauchs bewirken.

Die Brennkammerkonzepte mit Magervormischbrennern reduzieren die NO<sub>x</sub> Emissionen der Kurzstrecke (mit E3E-Modelltriebwerk) etwas stärker als die der längeren Mission, was wiederum dadurch begründet ist, dass auf der kürzeren Flugmission der Anteil des Steigfluges, in dem die NO<sub>x</sub>-Reduktion durch die LPP-Brennkammern am deutlichsten ausgeprägt ist (siehe auch **Bild 3**), an der

Gesamtmision größer ist.

## 8. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Es wurde ein Vergleich zwischen generischen Flugzeug-Triebwerk-Kombinationen auf Basis von Modelrechnungen durchgeführt. Dabei wurden sukzessive Verbesserungen an Triebwerken, Brennkammern und Flugzeugen eingeführt, die nach dem Stand der Forschung zwar technisch angestrebt werden, jedoch zum heutigen Zeitpunkt noch nicht einsatzreif sind.

Die Auswirkungen der jeweiligen Verbesserungspotentiale wurden für den ICAO-LTO-Zyklus und für die Phasen einer Flugmission unter 3000 ft Höhe (Flughafennahbereich, der durch den LTO-Zyklus repräsentiert werden soll) und ganzen Flugmissionen unterschiedlicher Reichweite und Auslastung untersucht.

Der Vergleich der Daten des ICAO-LTO-Zyklus mit den Ergebnissen der Flugmissionsrechnungen unterhalb 3000 ft zeigt, dass der ICAO-LTO-Zyklus die Emissionen in diesem Höhenbereich zumeist deutlich überschätzt und somit eine genormte Obergrenze der möglichen Emissionsbelastung darstellt.

Die Überschätzung der NO<sub>x</sub>-Emissionen wird dadurch verursacht, dass sowohl die Betriebszeiten als auch die Schubereinstellungen der einzelnen Flugphasen im ICAO-LTO-Zyklus deutlich über den im realen Betrieb auftretenden Werten liegen. Insofern wird der ICAO LTO-Zyklus seiner Funktion als normiertes Werkzeug zur Emissionsbegrenzung und -kontrolle voll gerecht, er eignet sich allerdings nur sehr bedingt zur Abschätzung der im realen Betrieb auftretenden Emissionsbelastung.

Auch die Ergebnisse der Emissionsrechnungen für komplette Flugmissionen weichen teilweise deutlich von den im ICAO-LTO-Zyklus beobachteten Tendenzen ab. Wählt man jedoch als Vergleichsparameter den mittleren Emissionsindex der gesamten Flugmission bzw. des ganzen LTO-Zyklus nach [9], so zeigt dieser für alle untersuchten Flugzeug-Triebwerk Kombinationen eine gute Übereinstimmung.

Damit wird deutlich, dass die Limitierung der Emissionen im ICAO-LTO-Zyklus auch eine vergleichbare Begrenzung der Emissionen der gesamten Flugmission bedeutet, auch wenn aus dem LTO-Zyklus nicht unmittelbar auf die Emissionshöhe während des Fluges geschlossen werden kann.

Im Einzelnen kann eine Reduzierung des Brennstoffverbrauchs durch verbesserte Triebwerke, abhängig vom Nebenstrom-Verhältnis des Triebwerks, auf der Flugmission geringer ausfallen als im ICAO-LTO-Zyklus. Das NO<sub>x</sub>-Emissionsverhalten auf der Flugmission kann im Extremfall sogar dem im LTO-Zyklus entgegengesetzt sein (Für das verbesserte E3E-Triebwerkskonzept ergab sich im ICAO-LTO-Zyklus eine NO<sub>x</sub>-Reduzierung. Auf den Flugmissionen wurde eine höhere NO<sub>x</sub>-Produktion berechnet als für das Basistriebwerk).

Für den Flughafennahbereich jedoch beschreibt der ICAO-LTO-Zyklus zufriedenstellend die Tendenzen und die Einflüsse der Triebwerkstechnologie, gibt die Absolutwerte

aber nur unzureichend wieder.

Weiterhin wurde festgestellt, dass eine verringerte Auslastung (Nutzlast) den Brennstoffverbrauch und die NO<sub>x</sub>-Emissionen der Flugmissionen zwar reduziert, bezogen auf die Transportleistung (pro 100 PAX/km) aber sowohl den Verbrauch als auch die Emissionen erhöht.

Damit wird deutlich, dass die Auswirkungen von Verbesserungen an Flugzeugzellen und an Triebwerken nur durch Betrachtung im Gesamtsystem Lufttransport abgeschätzt werden können. Dies gilt insbesondere, wenn Änderungen an der Transportleistung vorgenommen werden oder von Betriebsbedingungen am Boden auf solche in Reiseflughöhe geschlossen werden soll.

In dieser Untersuchung hat sich gezeigt, dass die Einführung von Verbesserungen des Triebwerkswirkungsgrads und der Brennkammertechnologie sich auf der ganzen Flugmission zumeist deutlicher auswirken als im ICAO LTO-Zyklus. Weiterhin kann eine einseitige Optimierung des Triebwerksprozesses zur Reduzierung des Brennstoffverbrauchs unter Beibehaltung der Brennkammertechnologie eine Erhöhung der NO<sub>x</sub>-Emissionen zur Folge haben.

Es kann daher das Fazit gezogen werden, dass die Weiterentwicklung der schadstoffarmen Brennkammertechnik zur Einsatzreife einen entscheidenden Beitrag für das Ziel hat, die Luftschadstoffemissionen nachhaltig lokal (im LTO-Zyklus) und global (im Reiseflug) zu reduzieren.

Es sei angemerkt, dass erhebliche technische Schwierigkeiten bestehen, welche die unmittelbare Einsatzfähigkeit (z.B. Höhenwiederzündung, Magerverlöschen, Thermo-Akustische Druckschwingungen etc.) der Magerformischbrenner ernsthaft kompromittieren. Daher sind weiterhin erhebliche Entwicklungsanstrengungen notwendig. Die Ergebnisse, die hier vorgestellt wurden, beziehen sich daher auf die Annahme, dass die entsprechenden Magerformischtechniken erfolgreich weiterentwickelt werden.

Die Verringerung der Taxi-Zeiten am Boden, die Gewichtsreduzierung der Luftfahrzeugzelle, einschließlich Minderung des aerodynamischen Widerstandes, und ein möglichst hoher Passagier-Ladefaktor müssen nach dieser ganzheitlichen Betrachtung nachhaltig zur Luftschadstoffminderung beitragen, um die ACARE-Ziele zu erreichen

## 9. DANKSAGUNG

Diese Arbeit wurde zur Unterstützung der Task 5.2 „Evaluation of technological progress in NO<sub>x</sub> reduction relative to the state-of-art“ im Rahmen des EU geförderten Projektes INTELLECT D.M. (Vertragsnummer AST3-CT-2003-502961) durchgeführt.

## 10. LITERATUR

- [1] Tilston, J., Larkman, J., Plohr, M., Döpelheuer, A., Lischer, T., Zarzalis, N., *Future Engine Cycle Predic-*

- tion and Emission Study*, GRD1-2000-25218 (CYPRESS) Final Publishable Report, QinetiQ, 2003
- [2] Deidewig, F., *Ermittlung der Schadstoffemissionen im Unter- und Überschallflug*, Institut für Antriebstechnik, DLR Forschungsbericht 98-10, ISSN 1434-8454, 1998
- [3] Jungblut, D., *Simulation verschiedener An- und Abflugverfahren zur Ermittlung der Schadstoffemissionen von Flugzeugen*, Diplomarbeit, RWTH-Aachen, Institut für Luft- und Raumfahrt, 2005
- [4] Hötzl, J., *Konzeptuntersuchung - Engine 3E Kerntriebwerk - Abschlussbericht zum Vorhaben 20T9901A*, 01.09.1998-31.12.1999, E-TR427/00 (FR) ISS01, 29 March 2001
- [5] Bittlinger, G., Description of test results of BMW Rolls-Royce pilot stabilized axially staged combustor using LPP technologie in the main zone, Deliverable, FP4 LowNOx III (BRPR-CT-1995-0122), 1999
- [6] von der Bank R., Schilling, T., *Development of an Ultra-Low NOx LP(P) burner*, ASME-GT2004-53341, Vienna, 2004
- [7] von der Bank R., Dörr T., Linne M., Lindholm A., Guin C., *Investigations on Internally Staged LP(P) Kerosene Injection Systems*, ISABE-2005-1102, Munich, 2005
- [8] Schumann, U., Ed. *AERONOX – The impact of NOx emissions from aircraft upon the atmosphere at flight altitudes 8-15km*, ISBN-92-826-8281-1, 1995
- [9] CAEP, *Correlation between LTO NO<sub>x</sub> and cruise/climb NO<sub>x</sub>*, Working Paper CAEP-SG20063-WP/18, ICAO, 2006
- [10] Fleuti, E., Polymeris, J., Aircraft NO<sub>x</sub>-Emissions within the Operational LTO Cycle, Flughafen Zuerich AG, August 2004
- [11] Plohr, M., von der Bank, R., Schilling, T., *Vergleich des Emissionsverhaltens effizienter Hochbypasstriebwerke mittlerer Schubgröße für den ICAO LTO-Zyklus und Flugmissionen*, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2003, München, 17.-20. November 2003, DGLR Jahrbuch 2003, DGLR, 2003