

Aerodynamischer Entwurf und Integration von Triebwerksgondeln bei Rolls-Royce Deutschland

J.A. Lieser*

R. Wilhelm†

Ch. Mundt*

Übersicht

Diese Arbeit beschreibt Aktivitäten und Ergebnisse von Rolls-Royce Deutschland im Bereich Gondelentwurf und Analyse aus Sicht der Aerodynamik. Die Komponenten, die in Wechselwirkung mit dem Flugzeug stehen, werden im einzelnen aufgeführt, ihre Eigenschaften erläutert und Methoden für Entwurf und Analyse beschrieben. Ein Verfahren zum dreidimensionalen inversen aerodynamischen Entwurf einer Gondel wird kurz vorgestellt. Grundlage der Arbeit sind laufende Untersuchungen zur Integration eines Triebwerkes unter dem Flügel eines Regional-Verkehrsflugzeugs. Diese Anwendung befindet sich noch in der Vorentwurfsphase mit entsprechend hohem Einsatz von theoretischen Methoden.

1 EINFÜHRUNG

Für den technologischen und kommerziellen Erfolg eines Flugzeuges ist das Zusammenspiel von Flugzeug und Triebwerk von großer Bedeutung. Neben den heute schon weit entwickelten Einzelsystemen Flugzeug und Triebwerk nimmt die Bedeutung der Wechselwirkung zwischen beiden bei der Widerstands- und Lärmbetrachtung zu [1]. Nur bei frühzeitiger Berücksichtigung aller Parameter, wie Flugzeug- und Triebwerkleistung, Lärmkriterien und Baufreiheit, kann das Gesamtkonzept optimiert werden. Triebwerke der BR700 Baureihe sind bisher in Heckanordnung und mit interner Mischung in der Anwendung. Greff und andere [2] beschreiben in Ihrer Arbeit die Integration eines Triebwerkes mit interner Mischung unter dem Flügel eines Regionalflugzeuges, wobei auch numerische Methoden zur Anwendung kommen. Miroudot und andere [3] haben unter Einsatz numerischer Methoden Heck- und Unterflügelanordnungen verglichen. Im EU-Vorhaben ENIFAIR wurde der Einsatz von numerischen Methoden bei der Integration am Flugzeug sowie bei isolierten Triebwerken untersucht [4]. Die vorliegende Arbeit beschreibt Fortschritt-

te bei der Anwendung numerischer Verfahren beim Entwurf von Triebwerksgondeln, wie sie bei Rolls-Royce Deutschland zur Anwendung kommen. Triebwerksgondel im Sinne der Aerodynamik bedeutet hier Einlauf, Außenkontur, Düse sowie Nebenstrom und evtl. Mischer eines Triebwerkes (siehe auch [5]). Die wesentlichen Anforderungen an die Gondel sind:

1. Die Gondel muß alle Anbauteile aufnehmen können und gut wartbar sein sowie den Zugang zum Kerntriebwerk ermöglichen.
2. Die Gondel dient der passiven Lärminderung.
3. Der Massentrom muß unter allen Bedingungen mit geringen Verlusten durch die Gondel strömen.
4. Die Außenabmaße müssen klein sein, um den Platzbedarf, den Widerstand und das Gewicht gering zu halten.
5. Der Schubumkehrer muß integriert werden können.
6. Die Entwicklungs- und Fertigungskosten sollen möglichst gering sein.

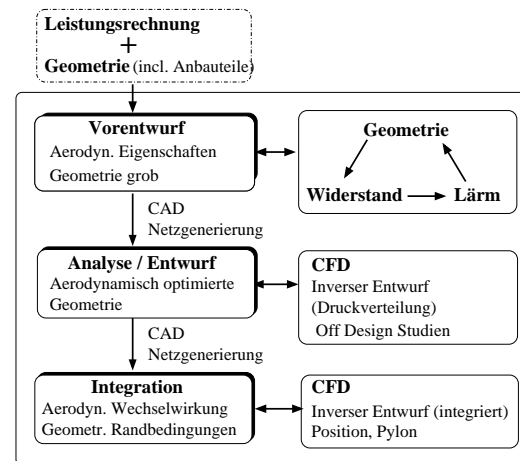


Bild 1: Flußdiagramm für den Gondelentwurf

Die Schritte im Entwurf einer Gondel sind in Bild 1 dargestellt.

*Rolls-Royce Deutschland GmbH, Eschenweg 11, 15827 Dahlewitz

†DLR Inst. für Entwurfsaerodynamik, Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig

Die Leistungsberechnung und Geometrie des Kerntriebwerkes sind vorgegeben. Für die Einzelkomponenten stehen Vorentwurfsmethoden zur Verfügung, die durch Definition der Eigenschaften eine grobe Beschreibung der Geometrie zulassen. Bevor der Vorentwurf detailliert ausgearbeitet werden kann, muß er im Rahmen des Gesamtkonzepts abgestimmt werden. Unterschiedliche Anforderungen hinsichtlich Größe, Gewicht, Leistung und Lärm stehen oft im Widerspruch zueinander und sind eng mit den Eigenschaften des Flugzeugs verknüpft. Der Übergang zur numerischen Analyse und zum verfeinerten Entwurf erfordert effiziente, automatisierte Werkzeuge in der Geometriemodellierung (CAD) und zur Erzeugung der Netze für die numerische Lösung der Strömungsgleichungen (CFD). Im Entwurfsprozess wird der inverse Entwurf bei Vorgabe der Druckverteilung genutzt. Bei der Integration des Triebwerks an das Flugzeug und der Untersuchung der aerodynamischen Wechselwirkung spielt der Aufwand für die Netzgenerierung eine große Rolle.

Die Anforderungen an die Analysemethoden steigen aus drei Gründen: Erstens wird eine immer höhere Genauigkeit an die Analyseergebnisse gestellt. Zweitens werden, um nennenswerte Verbesserungen zu erreichen, unkonventionelle, neuartige Entwürfe notwendig, die mit flexiblen, universellen Analysemethoden bewertet werden müssen, weil sie mit den auf Erfahrungen basierenden Vorentwurfsmethoden nicht berücksichtigt werden können. Drittens wird im Wettbewerb die Reduzierung der Entwicklungszeit immer wichtiger.

Im Rahmen von Projektarbeiten und Forschungsvorhaben ist Rolls-Royce Deutschland deshalb bestrebt, moderne Analysemethoden sowohl für die Einzelkomponenten wie auch die Gesamtkonfiguration verstärkt einzusetzen und zu verbessern.

In der vorliegenden Arbeit werden beispielhaft die Aspekte des Entwurfs und die Vorgehensweise bei der Installation eines Triebwerks des mittleren Schubbereichs unter dem Flügel eines Regionalflugzeuges erläutert.

2 KOMPONENTEN DER GONDEL

2.1 Einlauf

Die primäre Aufgabe des Einlaufes ist es, den Massenstrom für das Triebwerk mit möglichst geringen Verlusten und gleichförmiger Anströmung für den Fan zur Verfügung zu stellen. Der Einlauf besteht aus einer Einlaufklappe und einem Diffusor. Bisher war der konventionelle Vorentwurf ausreichend, um die Anforderungen bei hohen Anstellwinkeln und Seitenwind zu erfüllen. Platzprobleme können zu

unkonventionellen Formen führen, die beim Konstruktionsprozess sowie bei der Strömungsanalyse dreidimensional arbeitende Werkzeuge erfordern. Typische Betriebsgrenzen des Einlaufes sind in [6] beschrieben.

Dem Einlauf kommt zusätzlich starke Bedeutung für die Absorption und Ausbreitung des Fanlärms zu.

2.2 Außenkontur

Bei der Außenkontur kommt es darauf an, daß die Flugmachzahl, ab der der Widerstand der Gondel stark ansteigt, mit der Entwurfsmachzahl des Flugzeugs abgestimmt wird und möglichst darüber liegt. Auch bei starken Anstellwinkeln und geringem Durchfluß, z.B. Start mit ausgefallenem Triebwerk, darf die Strömung nicht ablösen und in der Folge den Flügel nicht negativ beeinflussen. Die Oberfläche sollte wegen des Reibungswiderstandes und wegen des Gewichtes klein gehalten werden. Wichtig ist, daß der gewünschte Machzahlverlauf auf der Gondelkontur auch bei Berücksichtigung von Pylon und Flügel erhalten bleibt. Deshalb wird an der Erweiterung des inversen Entwurfsverfahrens und der Analysemethoden gearbeitet, die diese Einflüsse mit erfassen.

2.3 Nebenstrom

Der Nebenstrom soll hier nur am Rande behandelt werden. Seine Bedeutung für den Treibstoffverbrauch und den Lärm (Absorberflächen) ist erheblich. Es wurden zahlreiche unveröffentlichte CFD Studien im Nebenstrom der BR700 Familie durchgeführt. Mit Hilfe des Wirkscheibenmodells wird es möglich, die Eigenschaften des Nebenstromes und damit den Einfluß z.B. von Einbauten stromab und stromauf in erster Näherung in einem Gesamtmodell zu simulieren.

2.4 Mischer

Durch Verwendung eines Mischers läßt sich sowohl der Schub als auch der Lärm positiv beeinflussen [7, 8]. Dem stehen ein höheres Gewicht und höhere Kosten gegenüber. Bei einem auf Leistung ausgelegten Antrieb kann der Mischer die Möglichkeit bieten, strenge Lärmvorschriften einzuhalten. Bei älteren Triebwerken birgt der Mischer ein kostengünstiges Potential zur Verminderung des Treibstoffverbrauchs.

Die Düsenfläche ist ein entscheidender Parameter der Triebwerksauslegung und legt die Abmessungen am Ende des Triebwerkes fest. Bei Verwendung eines Mischers ist eine minimale Länge für den Mischungsvorgang erforderlich. Bei der getrennten Düse kann die Form der inneren Düse Einfluß auf

den Verlauf der äußeren Strahlengrenze haben und somit die Interferenz mit dem Flügel beeinflussen. Der Pylon hat erheblichen Einfluß auf die Interferenz und erzeugt zusätzlichen Widerstand. Die Möglichkeit, bereits beim strukturellen Entwurf der Aufhängung Einfluß auf die Form und Abmessungen des Pylon zu nehmen, sollte genutzt werden.

3 METHODEN DES AERODYNAMISCHEN TRIEBWERKSENTWURFS

3.1 Vorentwurfswerkzeuge

Die Vorentwurfsmethoden basieren auf bewährten, einfachen Geometrie-Segmenten sowie auf eindimensionalen Strömungsberechnungen und halbempirischen, auf Erfahrungswerten basierenden Analysen und Bewertungen. Bei allen modernen Entwurfs- und Optimierungsmethoden kommt diesem Vorentwurf eine enorme Bedeutung zu. Aufgrund der Erfahrungswerte enthält er viel Information über das Verhalten außerhalb des Entwurfspunktes. Die Methoden sind schnell und ermöglichen eine frühzeitige Abstimmung mit anderen Komponenten und Disziplinen wie Festigkeit, Anordnung der Anbauteile und Gewichtsbetrachtungen. Als Folge werden globale Größen jedoch frühzeitig festgelegt und können beim detaillierten Entwurf nur noch geringfügig modifiziert werden. Ein wichtiger Punkt ist die Schnittstelle zwischen der geometrischen Darstellung im Vorentwurf und den Analysemethoden, die in Bild 1 mit CAD und Netzgenerierung gekennzeichnet sind. Der Vorentwurf basiert auf einfachen, parametrisierten Geometrien (Gerade, Kreis, Profil) während die aerodynamische Analyse glatte, krümmungsstetige Konturen ohne offene Nahtstellen erfordert. Es ist eine verbesserte, parametrische Darstellung der Konturen aller Komponenten erforderlich. Teilweise sind die einfachen Geometrien mit Krümmungssprüngen aus Sicht der Fertigung jedoch erwünscht.

3.2 Analysewerkzeuge

Bei den Analysemethoden handelt es sich um bewährte CFD Verfahren wie FLUENT sowie die im Rahmen des MEGAFLOW Verbundprojektes entwickelte Software FLOWer [9, 10]. Zur Netzgenerierung wird TGRID der Firma Fluent, CENTAUR der Firma Centaur-Soft und MEGACADS (MEGAFLOW) verwendet. FLUENT wird vorwiegend bei Innenströmungen (Nebenstrom, Mischer, Schubumkehrer) eingesetzt. Eine Vernetzung von häufig wechselnden Geometrien mit Tetraedern ist sehr effizient. Die qualitative Bewertung des Strömungsfeldes ist ausreichend

genau. Bei Detailuntersuchungen im Grenzschichtbereich, z.B. Ablösung, ist eine gute Auflösung der Grenzschicht erforderlich, die z.B. mit einem hybriden Netzgenerator wie CENTAUR realisiert werden kann. Ein großer Vorteil eines Netzgenerators ist, wenn sich immer wiederkehrende Geometrien durch Schaffung eines Skriptes automatisiert vernetzen lassen. Die Verwendung von Skripten war schon immer die Philosophie des Netzgenerators MEGACADS. Es existieren Skripte zur Generierung von strukturierten Netzen um komplette Flugzeugkonfigurationen und isolierte Triebwerke. Bei gleicher Topologie der Modelle können diese Skripten für mehrere Untersuchungen verwendet werden. Für lange und kurze Gondeln wurden Skripte für Euler und Navier-Stokes Netze entwickelt. Basierend auf dem Strömungslöser FLOWer können Eigenentwicklungen betrieben werden. So wurde unter anderem die Erweiterung der Triebwerksrandbedingungen und die Integration eines Wirksamkeitsmodells [11] vorangetrieben.

3.3 Entwurfswerkzeuge

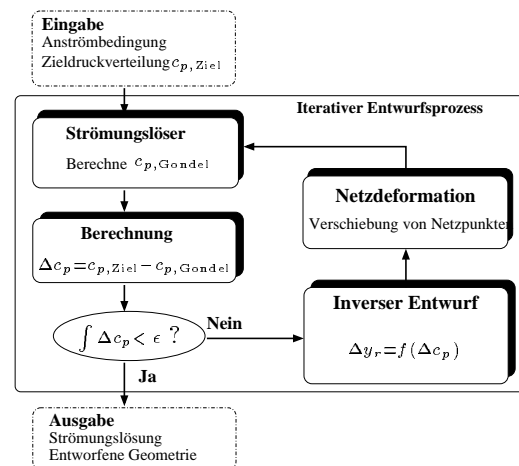


Bild 2: Flußdiagramm des inversen Entwurfsverfahrens

Zum detaillierten Entwurf einer Triebwerksgondel kann das inverse Entwurfsverfahren verwendet werden, das auf der Methode nach Bartelheimer [12] beruht. Grundgedanke des Verfahrens ist es, aus einer Druckdifferenz Δc_p durch Lösung der transsonischen Potentialgleichung für kleine Störungen eine Geometriekorrektur Δy_r zu bestimmen (siehe Bild 2). Die Druckdifferenz Δc_p wird aus der Differenz zwischen einer vom Benutzer vorbestimmten Zieldruckverteilung und der Druckverteilung der aktuellen Geometrie ermittelt. Die Geometrieänderung wird auf die aktuelle Kontur aufgeschlagen, so daß sich eine modifizierte Oberfläche ergibt. Durch iteratives Anwenden dieser Prozeßkette kann eine Oberfläche ermittelt werden, welche die gewünsch-

te Zieldruckverteilung ergibt. Die Gefahr bei dieser Vorgehensweise besteht darin, daß eine Zieldruckverteilung vorgegeben wird, welche durch keine Kontur physikalisch zu erfüllen ist (ill-posed Druckverteilung). Das erwähnte Verfahren basiert auf dem strukturierten Strömungslöser FLOWer und kann prinzipiell für den Entwurf von isolierten und installierten Triebwerksgondeln verwendet werden.

4 ERGEBNISSE

In diesem Kapitel werden die in letzter Zeit durchgeführten Erweiterungen am Analysewerkzeug und das inverse Entwurfsverfahren beschrieben. Anschließend werden einige Ergebnisse aus dem EU Vorhaben ENIFAIR bezüglich Antriebsintegration vor sowie Ergebnisse aus einer Studie zur Integration verschiedener Triebwerksgondeltypen unter einem Regionalflugzeug vorgestellt.

4.1 Implementierung eines Wirkscheibenmodells

Bild 3 zeigt als Beispiel für die Verwendung der Triebwerksrandbedingungen oder allgemeiner ausgedrückt der Innenströmungsrandbedingungen die Machzahlverteilung im Nebenstrom der BR715 bei Verwendung eines blockstrukturierten Netzes und MEGAFLOW. Details z.B. Flansche wurden teilweise modelliert. Die Machzahlverteilung und die Verteilung von Totaldruckverlusten unter Berücksichtigung des Abströmprofils aus dem Fan wird gut wiedergegeben. Diese Berechnung führte zu dem Wunsch, den Nebenstrom in der Berechnung der Triebwerksgondel zu integrieren und somit zur Implementierung des Wirkscheibenmodells.

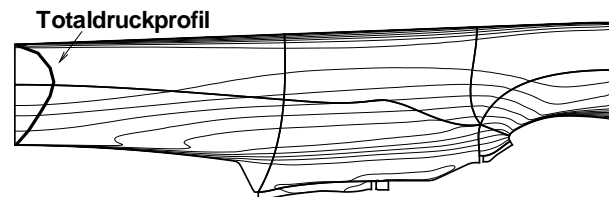


Bild 3: Iso-Machlinien im Nebenstrom des BR715 Triebwerkes. Blockstrukturiertes Netz (siehe dicke Linien) und Verwendung der Triebwerksrandbedingungen mit Vorgabe von Ein- und Auströmprofilen

Das Wirkscheibenmodell berücksichtigt z.B. den Gesamtdruck- und Gesamttemperatursprung einer Rotor-Stator Kombination. Bild 4 zeigt das Strömungsfeld eines Triebwerkes samt Nebenstrom bei einer Flugmachzahl von $Ma_\infty = 0.75$ und einem Anstellwinkel von $\alpha = 1.0^\circ$ unter Verwendung des Wirkscheibenmodells. Es handelt sich hier-

bei um eine dreidimensionale, reibungslose Berechnung. Die Massenerhaltung innerhalb des Triebwerks ist sowohl durch die Wirkscheibe als auch durch eine Koppelung von Kerntriebwerksein- und -ausströmrand gewährleistet. Eine Anwendung der Wirkscheibe für ein generisches Propellertriebwerk ist in Bild 5 gezeigt.

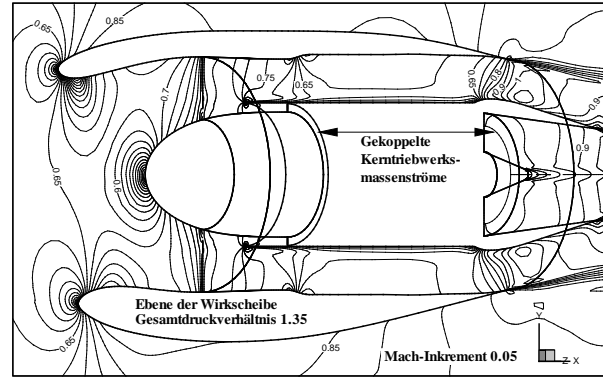


Bild 4: Iso-Machlinien eines VHBR-Triebwerkes mit Wirkscheibenmodell und Massenstromkopplung des Kerntriebwerks

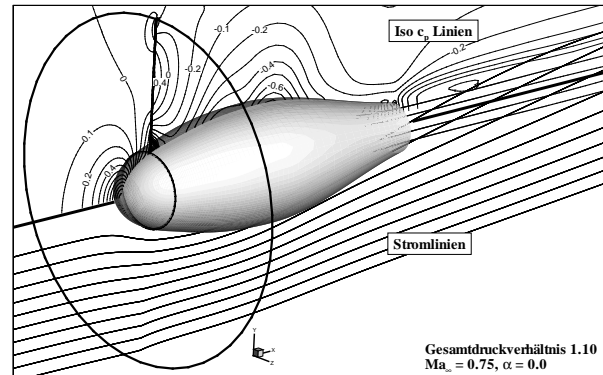


Bild 5: Iso- c_p -Linien und Stromlinien eines generischen Propellertriebwerkes mit Wirkscheibenmodell

4.2 Inverses Entwurfsverfahren

Zur Validierung des inversen Entwurfsverfahrens ist zunächst ein Nachentwurf notwendig. Bei dieser Vorgehensweise ist sichergestellt, daß das Ergebnis des Entwurfs auch tatsächlich existiert (keine ill-posed Zieldruckverteilung). Hierzu wird eine Gondel eines VHBR-Triebwerkes (very high bypass ratio) nachentworfen. Es handelt sich um eine nicht-rotationssymmetrische Gondel mit einem angestellten Einlauf. Als Ausgangsgeometrie wird eine Gondel vorgegeben, welche sich in allen Umfangsschnitten aus dem Seitenprofil (90°) der original VHBR-Gondel zusammensetzt. Bild 6 zeigt das Ergebnis dieses Nachentwurfs in Form von dimensionslosen Druckverteilungen und Gondelprofilen in

drei Schnitten. In weiten Teilen ist eine gute Übereinstimmung der Druckverteilungen erzielt worden.

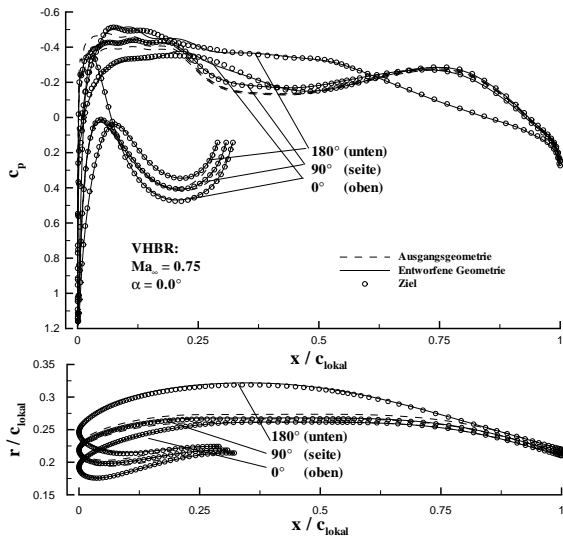


Bild 6: Nachentwurf der Gondel eines VHBR-Triebwerks: Druckverteilung und Gondelprofile in drei Umfangsschnitten

4.3 Installation, Ergebnisse aus ENIFAIR

Im Forschungsvorhaben ENIFAIR wurden Positionsstudien für drei Triebwerke mit unterschiedlichen Nebenstromverhältnissen durchgeführt (Turbofan, Very High Bypass-Ratio, Ultra High Bypass-Ratio). Die untersuchten Positionen sind dimensionslos zusammen mit bekannten Installationen in Bild 7 dargestellt. Die eingezeichnete Linie stellt eine Empfehlung nach Boeing dar [2]. Wie man an aktuellen Studien für die BR700 Familie erkennen kann (z.B. [13]) geht aufgrund der einzuhaltenden Bodenabstände die Tendenz zu immer kleineren Gondel-Flügel Abständen (H). Im Vergleich ist die Position des V2500 Triebwerkes mit langer Gondel und Mischer dargestellt.

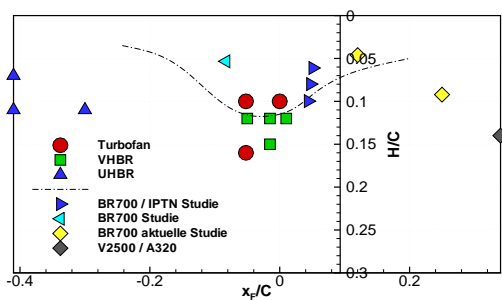


Bild 7: Unterflügelinstallationen im Vergleich

In ENIFAIR zeigte sich die deutlichste Wechselwirkung beim UHBR Triebwerk mit extremer Vorla-

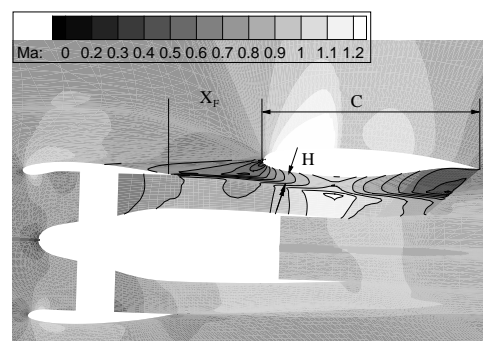


Bild 8: Treibstrahl-Flügel Interferenz Effekte auf die Machzahl in einer vertikalen Ebene, reibungsfrei mit Pylon

ge (X_F). In der Seitenansicht der Machzahl auf der Höhe des Triebwerkes (Bild 8) kann man gut die Wechselwirkung zwischen Triebwerkstrahl und Flügel erkennen. Diese Interferenz kann durchaus auch negative Auswirkungen auf das Triebwerk selbst haben. Das Wirkscheibenmodell bietet die Möglichkeit, in zukünftigen Studien den Einfluß von Flügel oder Klappen auf das Triebwerk zu untersuchen. In Bild 9 ist der Einfluß der Triebwerksposition auf die Flügeldruckverteilung dargestellt, und zwar in einem Schnitt dicht neben dem Pylon auf der dem Rumpf zugewandten Seite.

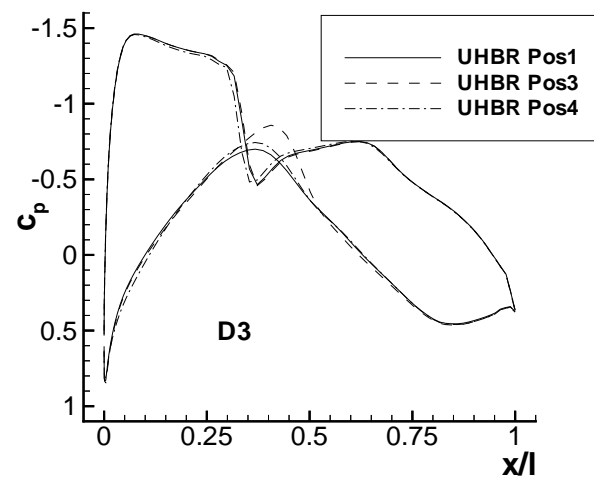


Bild 9: Einfluß der Triebwerksposition auf die Flügeldruckverteilung am Beispiel einer ALVAST Konfiguration mit UHBR Triebwerk (Pos 3: nach oben und vor bzw. 4: oben und zurück)

Ergebnis der Studien war, daß die Hochlage weniger Interferenzzunahme verursacht als die Vorlage des Triebwerkes. Dies mag daran liegen, daß die Strahlgrenze grundsätzlich einen ungünstigeren Verlauf bezüglich der Profilkontur hat als die Gon-

delkontur. Dies macht sich besonders bemerkbar, wenn die Düse in den Profilnasenbereich rückt. Die Studien wurden auf strukturierten Netzen des DLR durchgeführt. Es hat sich gezeigt, daß die Erzeugung von strukturierten Netzen für neue Geometrien sehr aufwendig ist. So erfordert der Wechsel von Triebwerksdüsen zu Simulatordüsen oder von gemeinsamen zu getrennten Düsen einen großen Aufwand. Es wird deshalb angestrebt, Untersuchungen dieser Art auf unstrukturierten, hybriden Netzen durchzuführen.

4.4 Entwürfe zur Unterflügel Anordnung eines BR700 Triebwerkes

In diesem Abschnitt werden auszugsweise Ergebnisse aus Entwürfen von Triebwerksgondeln für BR700 Triebwerke unter dem Flügel von Regionalflugzeugen vorgestellt. Die Einhaltung erwarteter zukünftiger Lärmgrenzwerte ist ein entscheidendes Kriterium dieser Studie. Weiterhin soll das Gewicht möglichst gering sein und es werden verschiedene Schubumkehrer-Konzepte untersucht. Der Referenzentwurf ist eine gemeinsame Düse mit Blütenmischer. Diese hat den Vorteil geringeren Strahlärms. Um ohne Mischer die gleichen Lärmwerte zu erreichen, wurde ein größerer Fan mit geringerer Strahlgeschwindigkeit gewählt, der einen größeren Außendurchmesser zur Folge hat. Ein leichter, preiswerter Schubumkehrer, bei dem ein Teil der Gondel nach hinten fährt und damit den Nebenstrom blockiert und über Kaskaden umlenkt, erfordert aufgrund der Kinematik einen noch größeren Außendurchmesser, der für die gewünschte Unterflügelanordnung nicht mehr in Betracht kommt. Deshalb werden hier lediglich die gemeinsame und getrennte Düse vorgestellt, deren Schubumkehrer aus je zwei Türen bestehen. Die Abbildungen 10 und 11 zeigen die Machzahlverteilung beider Konzepte basierend auf dem Vorentwurf.

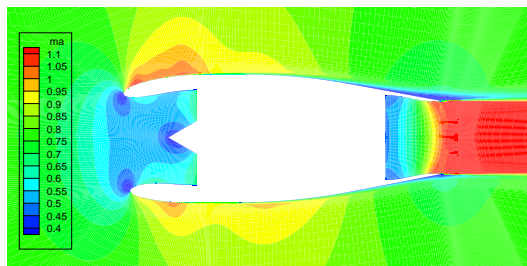


Bild 10: CFD Analyse eines BR700 Vorentwurfs mit gemeinsamer Düse. Flugmachzahl $M = 0.80$, lokaler Anstellwinkel $\alpha = 4^\circ$

Die dreidimensionalen Konturen sind Freiflächen (CAD Konstruktionen) auf Basis des Vorentwurfs und weisen noch Mängel hinsichtlich Krümmungs-

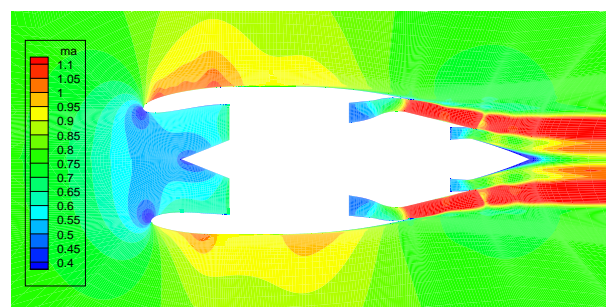


Bild 11: CFD Analyse eines BR700 Vorentwurfs mit getrennten Düsen. Flugmachzahl $M = 0.80$, lokaler Anstellwinkel $\alpha = 4^\circ$

verläufen auf. Aufgrund der ersten aerodynamischen Rechnung und der CAD Flächen läßt sich beurteilen, ob das Triebwerk und die Anbauten integriert werden und die aerodynamischen Anforderungen näherungsweise erfüllt sind (maximale Machzahlen, Druckgradienten). Weiteres Ziel ist es, die Druckverteilungen zu optimieren und durch den inversen Entwurf eine neue Kontur zu finden, die Überschallgebiete vermeidet. Da keine direkten geometrischen Randbedingungen eingebaut werden können, kann auch die Druckverteilung nur leicht modifiziert werden.

Bild 12 zeigt die Druckverteilungen und Konturen für die kurze Gondel vor dem inversen Entwurf und danach.

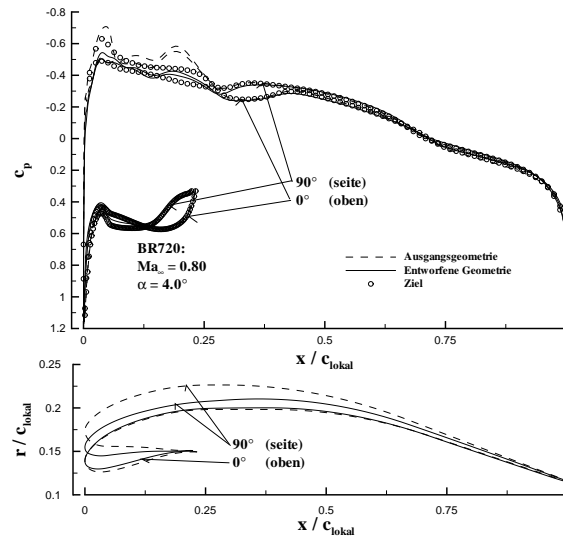


Bild 12: Entwurf der Gondel eines BR700-Triebwerkes: Druckverteilung und Gondelprofil in zwei Umfangsschnitten

Zielstellung des Entwurfs war, die zweite Beschleunigung auf der äußeren Einlaufkante abzubauen und das gesamte Machzahlniveau zu senken. Die Gondel ist von 90 bis 180 Grad besonders dick, um das Getriebe aufzunehmen. Der inverse Entwurf zeigt auf, wie weit die relative Dicke reduziert werden

müsste, um die Machzahlen unter eins zu reduzieren. Dies kann ohne Modifizierung der Anbauteile nur durch eine längere Gondel realisiert werden. Der zweite Gipfel im Druckniveau konnte nur teilweise abgebaut werden. Das inverse Entwurfsverfahren ist auf Stabilität und Effizienz ausgelegt und glättet die Korrekturen. Es ist nicht gut geeignet, krümmungsunstetige Konturen zu glätten. Für die Zukunft ist die Entwicklung typischer Profile bzw. Druckverteilungen für die einzelnen Schnitte sinnvoll. Die Entwicklung solcher optimierter Druckverteilungen, wie sie z.B. für Laminargondeln durchgeführt werden, erfordert jedoch einen sehr hohen Aufwand [14].

Bild 13 zeigt eine Berechnung im hohen Anstellwinkelbereich (off design) des Vorentwurfs.

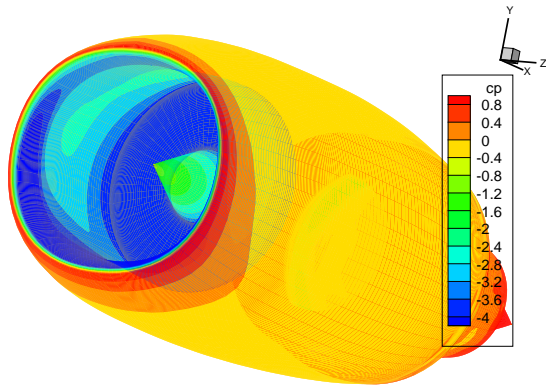


Bild 13: CFD Analyse eines BR700 Vorentwurfs mit getrennten Düsen im Bereich hohes Anstellwinkels beim Start. Flugmachzahl $M = 0.25$, lokaler Anstellwinkel $\alpha = 12^\circ$

Rechnungen dieser Art dienen dazu, die Betriebsgrenzen der Gondel auszuloten [6]. Dafür ist die Vorhersage von beginnender Ablösung notwendig. Bei früheren BR715 Rechnungen und Vergleichen mit bisher verwendeten gekoppelten Potential-/Grenzschichtverfahren zeigten sich noch Mängel bezüglich Transitionsvorgabe im Einlauf und Turbulenzmodellen beim Einsatz mit Triebwerksrandbedingungen (FLOWer Version 114). In der aktuellen Version sind diese Punkte deutlich verbessert worden.

Die einmal erzeugten Skripte zum Generieren getrennter und gemeinsamer Düsen können immer wieder für die viskose und reibungsfreie Nachrechnung in allen Betriebspunkten sowie den Entwurf genutzt werden, so daß nur die Zeit für die Nachrechnungen ins Gewicht fallen. Die Generierung der Netze erfordert je eine Stunde. Die viskose Nachrechnung auf einer SGI R10000 (sequentiell) dauerte ca. einen Tag. Der inverse Entwurf (dreidimensional, aber reibungsfrei) benötigt auf dem Vektorrechner des DLR etwa eine Stunde.

4.5 Installation, Berechnung mit Flügel und Rumpf

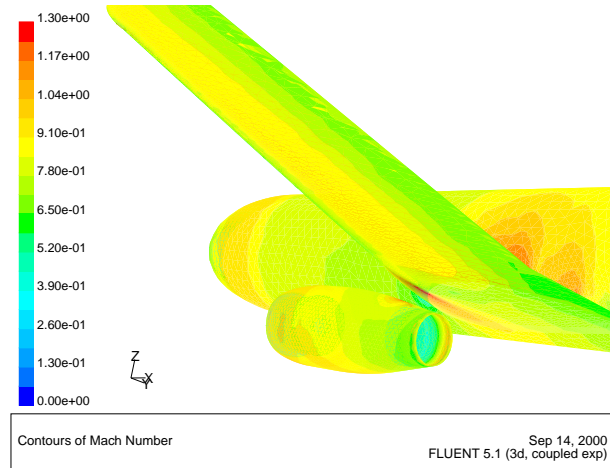


Bild 14: Machzahlverteilung einer Flugzeugkonfiguration mit Triebwerk (hintere Position)

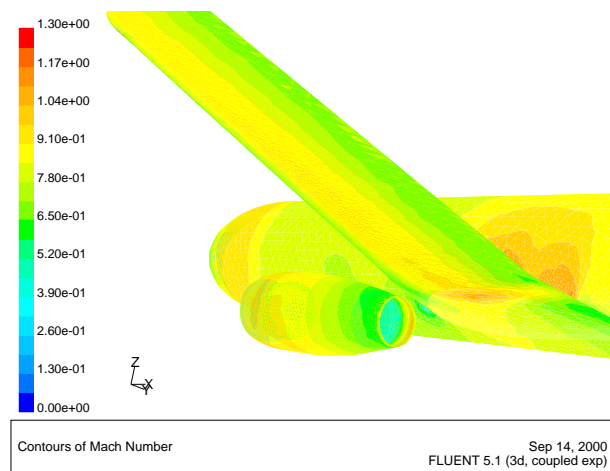


Bild 15: Machzahlverteilung einer Flugzeugkonfiguration mit Triebwerk (vordere Position)

Die Erzeugung eines strukturierten Netzes bzw. des entsprechenden Skriptes für eine Konfiguration mit Flügel, Rumpf Triebwerk und Pylon kann mehr als einen Monat dauern. Deshalb wurden die in dieser Arbeit vorgestellten Rechnungen auf einem unstrukturierten Netze durchgeführt. Die Bearbeitung einer Konfiguration mit einem unstrukturierten Netzgenerator wie CENTAUR dauert nur ein bis zwei Tage, wobei die Netzqualität bei unseren ersten Untersuchungen mit denen der ENIFAIR Studien nicht vergleichbar ist. Daher können nur qualitative Aussagen gemacht werden.

In Bild 14 und 15 ist die Machzahlverteilung auf der Flügelunterseite und der Gondel ohne Berücksichtigung des Pylon dargestellt. Die Netze sind außerhalb des Interferenzgebietes relativ grob um die

Rechenzeiten zu begrenzen. Durch Vorgabe von sogenannten Quellen wurde die Netzfeinheit im Bereich des Triebstrahls unter dem Flügel erhöht. Die Position des Triebwerks in Bild 14 ist vergleichbar mit herkömmlichen Installationen von langen Gondeln mit gemeinsamer Düse (vgl. V2500, Bild 7). Das Gebiet zwischen Gondel und Flügel wirkt wie eine Düse und die Strömung wird stark beschleunigt und führt zu einem starken Unterdruck.

In Bild 15 ist das Triebwerk deutlich weiter vorne und etwas höher positioniert. Der Einlauf des Triebwerkes ist an einer ähnlichen Position wie bei einem Triebwerk mit getrennten Düsen. Zwischen Flügelunterseite und Gondel wird die Strömung verzögert. Dies wirkt sich auf den Auftrieb des Flügels gegenüber der hinteren Position positiv aus. Im hinteren Bereich zeigt sich ein deutlicher Einfluß des Triebstrahls. Die vordere Lage erscheint aerodynamisch günstiger zu sein und bietet außerdem mehr Bodenfreiheit. Die Studien werden mit dem Triebwerk mit getrennten Düsen fortgesetzt und sollen in Verbindung mit anderen Parametern wie Baufreiheit und Schubumkehrer-Integration bei der Auswahl des Konzeptes, mit oder ohne interner Mischung, helfen.

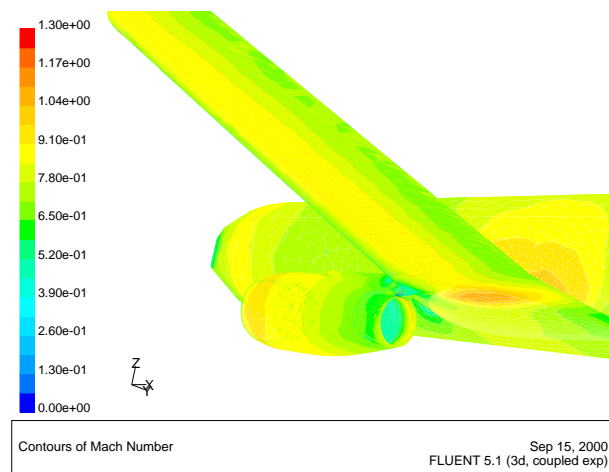


Bild 16: Machzahlverteilung einer Flugzeugkonfiguration mit Triebwerk und Pylon

Die Berücksichtigung des Pylon (Bild 16) ändert nichts an den bisherigen Aussagen. Der Aufwand Positionsstudien mit Pylon durchzuführen ist derzeit aufgrund der CAD Konstruktion, die einige Tage in Anspruch nimmt, deutlich größer. Der Wechsel zu einem Triebwerk mit getrennten Düsen erfordert eine Neubearbeitung der Logik im Netzgenerator, die bei entsprechende Erfahrung nicht lange dauert. Erfahrungen mit hybriden Netzen für Rechnungen mit Reibung gibt es bisher nur für den Mischer alleine. Es läßt sich jedoch vermuten, daß die Netzgenerierung bei lokaler Betrachtung am Triebwerk-Flügelbereich in weniger als einer Woche möglich ist. Die Rechenzeiten werden aber erheblich anstei-

gen. Berechnungen mit Reibung sind deshalb bisher nur für Einzelfälle geplant, um eigene Erfahrungen zu sammeln.

5 DISKUSSION UND AUSBLICK

Die CFD Werkzeuge zum inversen Entwurf und zur Analyse isolierter sowie installierter Triebwerke lassen sich effizient einsetzen. Vorentwurf, inverser Entwurf und erste installierte Berechnungen lassen sich im Rahmen einer Woche durchführen.

Aufgrund einer Basis von MEGACADS Skripten kann in weniger als einer Stunde zu üblichen isolierten Gondeln ein strukturiertes Euler oder Navier-Stokes Netz generiert werden. Die Nachrechnung ergibt einen ersten Eindruck von der Aerodynamik im Entwurfspunkt und außerhalb (off-design). Auf Basis der ersten Rechnungen wird innerhalb weniger Tage ein dreidimensionaler, inverser Entwurf zu Verbesserung der Gondelkontur durchgeführt. Die Triebwerksrandbedingungen in FLOWer sind inzwischen so ausgereift, daß eine korrekte und einfache Darstellung des Triebwerkverhaltens durch Anpassung der Massenströme oder Verwendung eines Wirkscheibenmodells möglich ist.

Durch die Möglichkeit der schnellen Analyse sind die Ansprüche an die Effizienz und Genauigkeit der CAD Konstruktionen, basierend auf den Parametern des Vorentwurfs, gestiegen. Eine parametrische Konstruktion ist empfehlenswert. Eine hohe Genauigkeit bei der Generierung von Freiformflächen ist bei Verwendung feiner CFD Netze zwingend.

Da die Generierung strukturierter Netze für reibungsbehaftete Berechnungen sehr viel Aufwand und Zeit erfordert, werden in der Zukunft die unstrukturierten Verfahren, die eine parametrische Netzgenerierung und die Möglichkeit lokaler Grenzschichtauflösungen bieten, bei Integrationsstudien an Bedeutung zunehmen. Bei isolierten Gondeln werden strukturierte Netze Aufgrund ihrer Qualität in Kombination mit FLOWer weiterhin eingesetzt um z.B. die Betriebsgrenzen der Gondel zu ermitteln.

Im Rahmen von ENIFAIR wurden mit strukturierten Netzen Positionsstudien durchgeführt, die keine Reibung berücksichtigten. Die realisierbaren Variationen der Position in den verfügbaren Netzen waren relativ gering. Die Ergebnisse ermutigen dazu, eine engere Kopplung als bisher üblich zu versuchen und im Entwurfsstadium mit numerischen Methoden zu untersuchen.

Die hier vorgestellten aerodynamischen Berechnungen helfen bei der Auswahl eines Konzeptes für zukünftige Unterflügelinstallationen der BR700 Familie. Neben den hier vorgestellten Untersuchungen werden akustische Eigenschaften sowie Gewicht,

Fertigung und Schubumkehrerkonzepte untersucht. Das inverse Entwurfsverfahren könnte in Zukunft zur Entwicklung einer Gondelkonturfamilie genutzt werden, die parametrisiert in den Vorentwurf ein-geht.

Literatur

- [1] Hoheisel, H., (Hrsg.): *Aspects of Engine-Airframe Integration for Transport Aircraft. Proceedings of the DLR Workshop*, DLR Mitteilung 96-01, 1996.
- [2] Greff, E., Becker, K., Karwin, M., and Rill, S.: Integration of High Bypass Ratio Engines on Modern Transonic Wings for Regional Aircraft. *Aeronautical Journal*, January 1993.
- [3] Miroudot, F., Rollin, G., and Bertucchi, J.: Numerical Study on Installed Configurations. In *AAAF-7th European Propulsion Forum-spects of Engine/Airframe Integration*, Pau, France, March, 1999.
- [4] Burgsmüller, W., Rollin, C., and Rossow, C.: Engine Integration on Future Transport Aircraft - The European Research Programs DUPRIN/ENIFAIR -. ICAS-5.6.1, 1998.
- [5] Jubert, H. and Goutines, M.: Use of CFD Methods to Design Engine Nacelles. In *Int. Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exhibition 93-GT-117*, Cincinnati, Ohio, May 24-27, 1993.
- [6] Mazat, E., Pelagatti, O., and Surply, T.: Design of A340-600/Trent 500 Nacelle Lines. In *AAAF-7th European Propulsion Forum-spects of Engine/Airframe Integration*, Pau, France, March, 1999.
- [7] Wegner, M., Lieser, J., and Mundt, C.: Lärm- und Leistungsoptimierter Strahlmischer. In *DGLR Jahrestagung JT99-82*, vom 27.-30.9.1999 in Berlin, 1999.
- [8] Mundt, C. and Wegner, M.: Improvement of Forced Mixing in Turbofan Engines with Respect to both Noise and Performance. In *AAAF-7th European Propulsion Forum-spects of Engine/Airframe Integration*, Pau, France, March, 1999.
- [9] Lieser, J. and Wallbruch, I.: CFD Calculation of Isolated Jet Engines with Emphasis on Jet Mixing. In Nitsche, W., Heinemann, J.-J., and Hilbig, R., (Hrsg.), *New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics II*, Band 72 aus *Notes on Numerical Fluid Mechanics*, pp. 282-290, 1998.
- [10] Lieser, J., Mundt, C., and Futterer, I.: Calculation of Jet Behaviour for Isolated Engines. In *Workshop on European-Research on Aerodynamic Engine/Airframe Integration for Transport Aircraft*, Braunschweig, September 2000: DLR, BRITE EURAM, unpublished.
- [11] Wilhelm, R.: Development and Testing of an Actuator Disk Boundary Condition Implemented into the DLR FLOWer Code. IB 129-99/22, DLR, 1999.
- [12] Bartelheimer, W.: Ein Entwurfsverfahren für Tragflügel in transonischer Strömung. FB 96-30, DLR, 1996.
- [13] Vidjaja, V.: Numerical Investigation of Engine Interference Phenomena for the N2130 Configuration - Joint Research between DLR, BMW-RR and IPTN, Phase 1: Code Validation. IB 129-98/21, DLR, 1998.
- [14] Riedel, H., Horstmann, K.-H., Ronzheimer, A., and Sitzmann, M.: Aerodynamic Design of a Natural Laminar Flow Nacelle and the Design Validation by Flight Testing. *Aerospace Science and Technology*, Vol. 1, 1998.