

NUMERISCHE UNTERSUCHUNGEN ZUR OPTIMIERUNG DES NEBENSTROMKANALSYSTEMS VON TURBOFANTRIEBWERKEN IN UNTERFLÜGELANORDNUNG

C. Clemen, P. Albrecht
Rolls-Royce Deutschland Ltd & Co KG,
Eschenweg 11, Dahlewitz, 15827 Blankenfelde-Mahlow, Deutschland

Zusammenfassung

Zur Reduzierung der CO₂ Emissionen von Flugzeugtriebwerken werden die Nebenstromverhältnisse von modernen Turbofanantrieben immer weiter erhöht, um den Vortriebswirkungsgrad zu verbessern und damit den Verbrauch zu senken.

Diese Maßnahme führt zu einem erhöhten Massenstrom im Nebenstromkanal und damit zu einem deutlich vergrößerten Beitrag der Druckverluste innerhalb des Nebenstromkanalsystems zu den Gesamtverlusten. Zusätzlich zu dem vergrößerten Außendurchmesser des Triebwerkes, werden die Kerntriebwerksdurchmesser immer kleiner, was einen Ansatz für eine grundsätzliche Optimierung der Architektur des gesamten Antriebssystems hinsichtlich Strukturkonzept und Aufhängung, Anordnung von Subsystemen sowie Integration mit Gondel und Schubumkehrer mit signifikanten Auswirkungen auf die Gestaltung des Nebenstromkanals liefert.

Um dieser Zielsetzung Rechnung zu tragen, wurden innerhalb des - vom Land Brandenburg geförderten - Forschungsprojektes OPAL unter der Leitung von Rolls-Royce Deutschland Methoden entwickelt, um ein neuartiges Nebenstromkanalsystem mit seinen Komponenten zu entwerfen und unter Berücksichtigung struktureller, aerodynamischer und akustischer Anforderungen zu optimieren.

Das aktuelle Paper beschreibt konkret die folgenden Aspekte:

- Optimierung der Nebenstromkanalform für ein Triebwerk mit hohem Nebenstromverhältnis unter Berücksichtigungen der Anforderungen durch die am Kerntriebwerk angeordneten Subsysteme mit dem Ziel einen möglichst geringen Druckverlust zu erreichen.
- Optimierung der Verkleidungen der Triebwerksaufhängung und der Versorgungsleitungen zur Minimierung des Druckverlustes und der Interaktion mit dem Fan.
- Entwurf und Optimierung eines strukturellen Fannachleitradkonzeptes in Bezug auf seine Profilierung, dreidimensionale Formgebung und seine Interaktion mit den Verkleidungen zur Erreichung eines minimalen Druckverlustes und einer minimalen Wechselwirkung mit dem Fan und den stromab gelegenen Komponenten.

Das Paper präsentiert neben den einzelnen Auslegungsschritten und den Optimierungsmethoden, Ergebnisse der Anwendung an einem generischen Triebwerksmodell und die Verbesserungen gegenüber herkömmlichen Auslegungsmethoden bzw. dem Stand der Technik.

1. EINLEITUNG

BILD 1 zeigt zwei Turbofantriebwerke mit unterschiedlichen Konzepten zur Unterbringung der Hilfsaggregate (z.B. Generator, Getriebe, Pumpen) [1]: "Fan-mounted", d.h. außen am Fangehäuse, und "Core-mounted", d.h. direkt am Kerntriebwerk. Beim „Fan-mounted“ Konzept, das bei den meisten im Einsatz befindlichen Triebwerken zum Einsatz kommt, kann der Nebenstromkanal gerade

ausgebildet sein, beim „Core-mounted“ Konzept muss er dagegen eine geschwungene Form aufweisen, um genügend Platz für die Hilfssysteme zu schaffen. Neben diesem Unterschied ist auch die Schnittstelle zum Flugzeug verschieden. Das „Fan-mounted“ Konzept hat ein Zwischengehäuse stromab des Fannachleitrades mit Streben zur Verbindung zwischen Triebwerk und Flugzeugflügel, beim „Core-mounted“ Konzept wird die strukturelle Funktion vom Fannachleitrad mit übernommen.

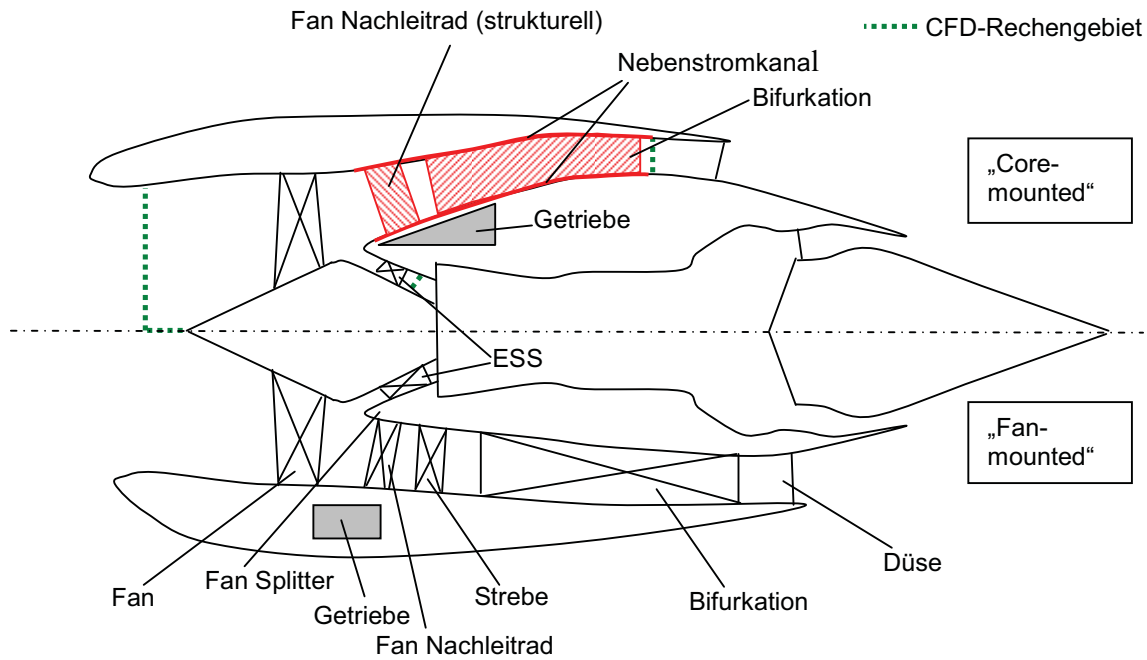


BILD 1: „Core-mounted“ und „Fan-mounted“ Konzept

Bei beiden Konzepten befinden sich weiter stromab bei zwölf bzw. sechs Uhr so genannte Bifurkationen die als Verkleidungen für Leitungen und Durchführungen zur Triebwerks- bzw. Kabinenversorgung dienen.

Im vorliegenden Paper wurde das „Core-mounted“ Konzept für eine systematische Optimierung des Nebenstromkanalsystems und seiner Komponenten ausgewählt. Die in **BILD 1** rot markierten Elemente wurden mithilfe fortschrittlicher Optimierungsprozesse entworfen, um einen minimalen Druckverlust und damit Treibstoffverbrauch zu erreichen. Der Fan selbst wurde nicht optimiert.

Optimiert wurden:

- die Form des Nebenstromkanals von Fansplitter bis Düseneintritt
- das Fannachleitrad mit integrierten Streben zur Aufnahme der Triebwerkslasten
- die beiden Bifurkationen

Dabei wurde nicht nur die Formgebung der individuellen Komponenten, wie z.B. Nachleitradschaukelprofile optimiert, sondern auch die Interaktion der einzelnen Komponenten sowie deren Interaktion mit dem Fan, um ein verlustoptimales, aerodynamisch und strukturell stabiles sowie akustisch akzeptables Gesamtsystem zu erhalten [2].

2. OPTIMIERUNG DER FORM DES NEBENSTROMKANALS

Aufgabe war es einen Nebenstromkanal zu entwerfen, der repräsentativ für ein „Core-mounted“ Triebwerk ist. Die Anordnung der Hilfssysteme am

Triebwerkskern, siehe **BILD 2**, erfordert eine steil nach außen verlaufende Kanalform mit großer Krümmung und damit hoher Grenzschichtbelastung.

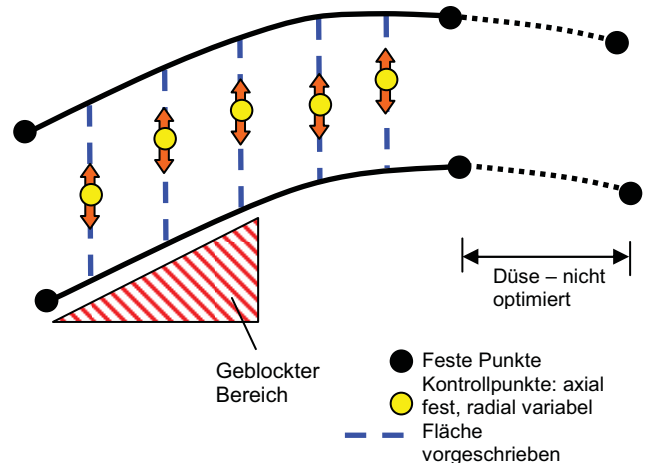


BILD 2: Nebenstromkanal / Parametrisierung

Der Entwurf wurde voll automatisch für den Kanal ohne Einbauten mit dem Rolls-Royce *SOPHY* Optimierungsprozess [3] bestehend aus der Optimierungssoftware *SOFT* [4], dem parametrischen Vernetzer *PADRAM* [5] und dem 3D *Navier-Stokes* Löser *HYDRA* [6]. Der Prozessablauf ist in **BILD 3** dargestellt.

SOFT steuert mit Hilfe von Shell-Skripten und *FORTTRAN*-Programmen den Prozess. In *SOFT* werden außerdem der Optimierungsalgorithmus, die Entwurfparameter und die Gütefunktionen definiert. Da das Ziel der Optimierung war die Nebenstromkanalform zu ermitteln, die unter den gegebenen Randbedingungen einen minimalen

Druckverlust liefert, wurden als Gütefunktionen der Totaldruckverlust $\Delta P/P_t$ sowie der auf den Staudruck bezogene Druckverlust $\Delta P/q$, der die Lösung unabhängig von den Eintrittsbedingungen macht, definiert.

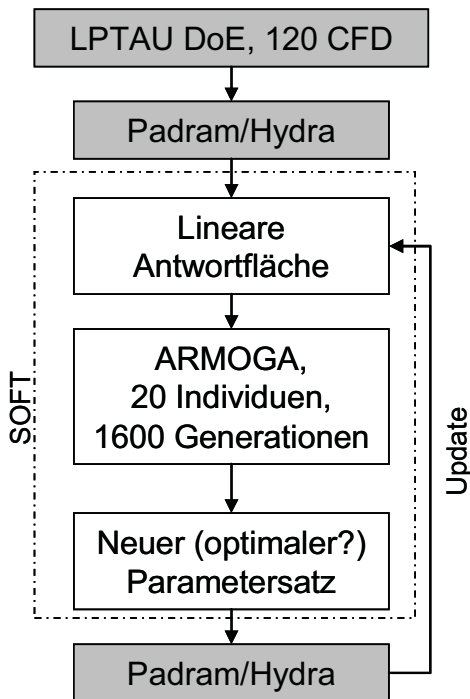


BILD 3: Optimierungsprozess für den Nebenstromkanal

$$\Delta P/P_t = (P_{t,inlet} - P_{t,exit})/P_{t,inlet} \quad [1]$$

$$\Delta P/q = (P_{total,inlet} - P_{total,exit})/q \quad [2]$$

Für die Optimierung wurde der Nebenstromkanal mit fünf Kontrollpunkten parametrisiert, die die Mittellinie des Kanals zwischen einer vorgegebenen und unveränderlichen Eintritts- und Austrittsebene beschreiben, siehe BILD 2.

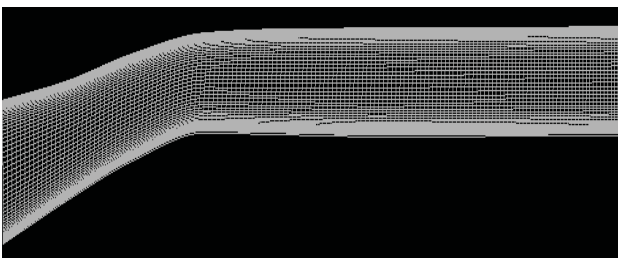


BILD 4: CFD Netz und optimierte Nebenstromkanalgeometrie

Für die Berechnung mit CFD wurde ein strukturiertes H-Netz mit 70 Punkten in Radialrichtung und 150 äquidistanten Punkten in Axialrichtung verwendet. Radial ist das Netz zu den Wänden hin verdichtet, um ein y^+ zwischen 1 und 10 zu realisieren. BILD 4 zeigt das Netz für die optimierte Geometrie.

Die Randbedingungen der CFD Rechnung wurden einer stationären Nachrechnung der existierenden Fanstufe mit Fansplitter, Kerntriebwerkseinlass mit ESS und Fannachleitrad für die "Fan-mounted" Variante entnommen. Dabei wurden am Eintritt das Totaldruck-, Totaltemperatur- und Drallprofil vom Nachleitradaustritt für den Fanauslegungspunkt bei 100% Drehzahl vorgegeben. Am Austritt wurde der passende Massenstrom über einen geeigneten statischen Druck unter der Annahme des radialen Gleichgewichtes eingestellt. Die CFD Rechnungen wurden stationär mit dem *Spalart-Allmaras* Turbulenzmodell [8] durchgeführt. Dieses Modell ist für Schaufel- und Kanalströmungen gut geeignet und ein Vergleich mit dem $k-\omega$ SST Modell ergab sehr ähnliche Ergebnisse. Jede Rechnung benötigte 1000 Iterationen mit vier Netzverfeinerungsebenen.

Am Beginn des Prozesses wurde zuerst ein so genanntes Design of Experiment (DoE) durchgeführt, d.h. es wurden insgesamt 120 Nebenstromkanalformen zufällig mit dem LPTAU Algorithmus generiert und mit *HYDRA*-CFD berechnet, um eine Datenbank zu erzeugen auf dessen Basis ein Ersatzmodell für die Optimierung basiert wurde. Die Optimierung wurde mit dem genetischen ARMOGA [9] Algorithmus mit 20 Individuen und 1600 Generationen durchgeführt. Insgesamt musste die Datenbank 16 mal aktualisiert werden, bis das Ersatzmodell auf die optimale Lösung konvergiert ist [7].

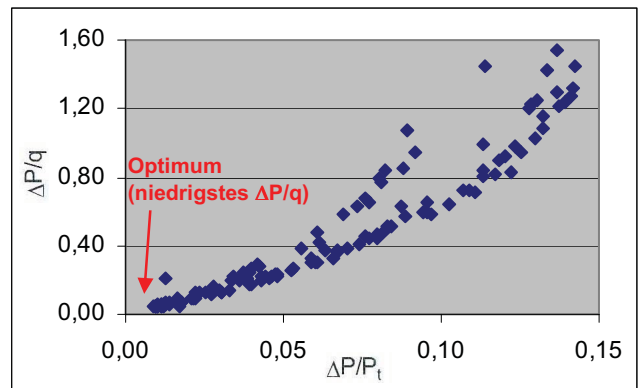


BILD 5: Pareto-Front (134 Lösungen)

Als Ergebnis der Optimierung erhält man eine *Pareto-Front* für die beiden Gütefunktionen $\Delta P/P_t$ und $\Delta P/q$ der insgesamt 134 konvergierten Lösungen die in BILD 5 dargestellt ist. Die Lösung mit dem niedrigsten $\Delta P/q$ stellt das Verlustoptimum dar. Die Geometrie ist in BILD 4 bzw. BILD 6 dargestellt.

BILD 6 zeigt die Machzahlverteilungen für die optimierte Geometrie verglichen mit einem manuell iterativ erzeugten lokalen Optimum und einem geraden Kanal des entsprechenden "Fan-mounted" Turbofantriebwerkes.

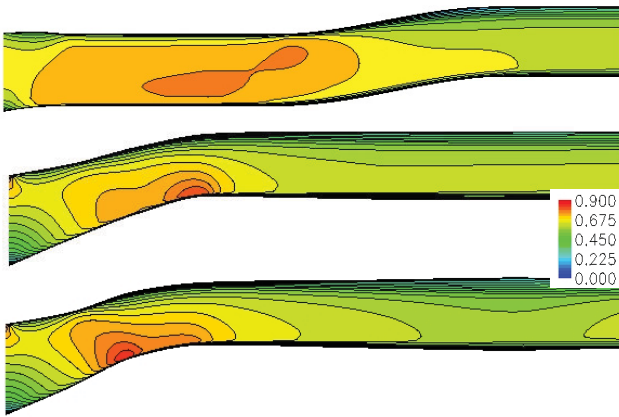


BILD 6: Machzahlverteilung der optimierten (Mitte) und einer manuell entworfenen Nebenstromkanalform (unten) mit einer geraden Referenzgeometrie (oben)

Aufgrund der ansteigenden Kanalform und der damit größeren überströmten Fläche sowie der durch die Krümmung lokal erhöhten Machzahl ist der Gesamtdruckverlust des "Core-mounted" Kanals größer als der des geraden Kanals, jedoch konnte mit der Optimierung eine Verringerung dieses Defizits gegenüber einer iterativen Lösung durch Reduktion der Spitzenmachzahl erzielt werden. Diese Verbesserung liegt in der Größenordnung von ca. 0.1% SFC. Der optimierte Kanal wurde im Rahmen von OPAL im UFFA Rig der Anecom Aerotest in Wildau erfolgreich getestet. Die entsprechenden Ergebnisse sind Gegenstand eines separaten Papers.

3. KASSETTEN OGV OPTIMIERUNG

Für den in ABSCHNITT 2 beschriebenen Nebenstromkanal wurde ein neuartiges Fannachleitrad, das auch strukturelle Aufgaben übernimmt, entworfen. Dieses Fannachleitrad zeichnet sich dadurch aus, dass es aus 11 Kassetten mit jeweils vier Nachleitrad-schaufeln besteht, von denen eine Schaufel länger und dicker ausgebildet ist und die strukturellen Lasten durchleitet, während die anderen drei nur der Strömungsumlenkung dienen, siehe BILD 7.

Das Kassetten OGV System kann entweder eine konventionelle OGV/Streben Konfiguration, wie sie typisch für 2-Wellen-Triebwerke von Rolls-Royce ist, ersetzen oder eine OGV/A-Frame Konfiguration, typisch für Rolls-Royce 3-Wellen-Triebwerke [10 - 12]. Für beide Konfigurationen bietet das Kassettensystem Vorteile hinsichtlich Kosten, Gewicht und Triebstoffverbrauch [13]. Der aerodynamische Entwurf basiert auf existierenden Erkenntnissen, die Randbedingungen für den strukturellen Entwurf stammen aus Triebwerksstudien und Untersuchungen der BTU Cottbus im Rahmen des OPAL Projektes [12].

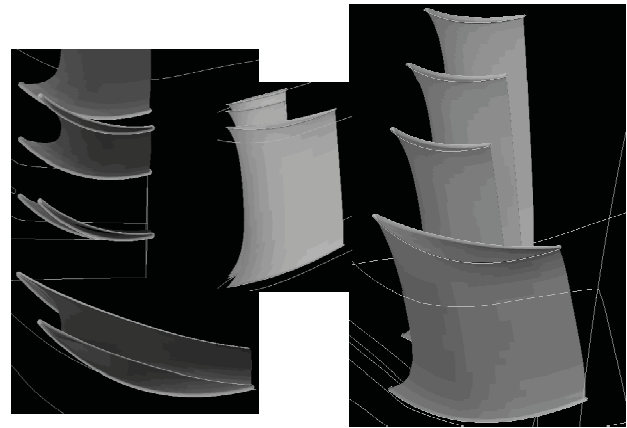


BILD 7: Kassetten OGV System (Drauf- und Seitenansicht einer Kassetten mit drei dünnen und einem dicken OGV)

Der aerodynamische Entwurf wurde mit den Rolls-Royce Verdichtentwurfstools *PARABLADING* [15], *MISES* [16] und *HYDRA* für die 3D-CFD Analyse durchgeführt. Dazu wurden die Profile für das dicke und dünne OGV iterativ auf diskreten Stromlinienschnitten mit *PARABLADING* und *MISES* unter Berücksichtigung der Fanabströmung, einer drallfreien OGV Abströmung und der strukturellen Anforderungen an Profildicke und Sehnenlänge so entworfen, dass der Profildruckverlust möglichst gering und der Arbeitsbereich möglichst groß sind. Durch eine Auffädung der einzelnen Profilschnitte wurden dann die 3D Schaufelgeometrien erzeugt. Dabei wurde gezielt eine Vorderkantenpfeilung gemäß der Definition in BILD 8 aus [17, 18] verwendet um ein möglichst günstiges aerodynamisches Verhalten zu erreichen. Diese Art der Vorderkantenform hat darüber hinaus keinen negativen Einfluss auf das mechanische Verhalten, wie im Rahmen von OPAL von der BTU Cottbus gezeigt werden konnte [14].

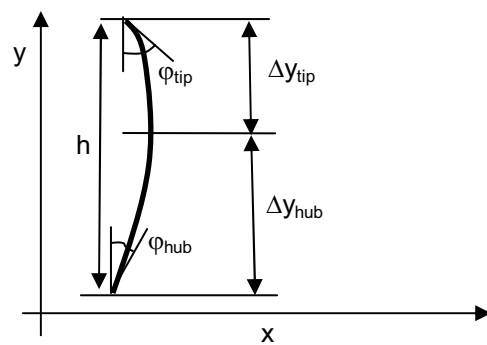


BILD 8: Definition der Vorderkantenpfeilung

Die 3D-*HYDRA*-CFD Analyse des in BILD 1 dargestellten Rechengebiets mit Fan, ESS und dem Kassettensystem bestehend aus einem dicken und drei identischen dünnen OGV zeigt, dass das Kassettensystem keine negative Rückwirkung auf den Fan hat und sich ähnlich verhält wie die

konventionelle Referenzkonfiguration aus 42 OGV und 10 Streben.

In der Detailanalyse offenbaren sich jedoch einige Schwächen. Die Machzahlverteilung für 100% Drehzahl (Fanauslegungspunkt) auf dem Mittelschnitt, die in BILD 9 dargestellt ist, zeigt, dass die Spitzenmachzahl an den dünnen OGV bei etwa 1.3 ist. Dies ist aus akustischen Gründen nicht akzeptabel und birgt zusätzlich das Risiko von Flattern und damit mechanischen Schäden. Die Totaldruckverteilung am Austritt der Nachleitradreihe in BILD 10 weist außerdem dicke Nachlaufdübeln und große Sekundärverluste an der äußeren Wand auf. Dies führt zu unerwünscht hohen Druckverlusten.

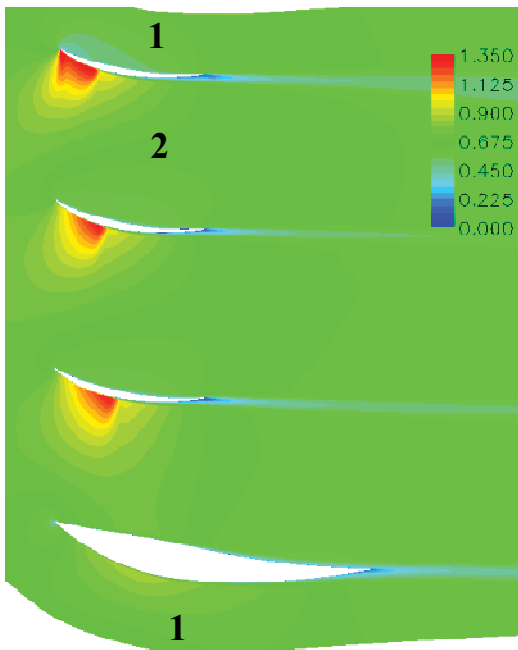


BILD 9: Machzahlverteilung auf dem Schaufelmittelschnitt des nicht optimierten Kassettensystems

Grund für das nicht optimale Verhalten ist die ungleichmäßige Durchströmung der einzelnen Schaufelpassagen, die in BILD 9 deutlich erkennbar ist. Daher wurde entschieden im Rahmen einer Optimierung die Austritts- und Staffelungswinkel für die dicke Schaufel und die zu ihrer Saugseite benachbarte dünne Schaufel (Passagen 1 und 2 in BILD 9) als Parameter zu variieren, um eine gleichmäßigere Durchströmung und damit geringere Spitzenmachzahlen und Verluste zu erreichen um so den Treibstoffverbrauch, die akustischen Emissionen und die Interaktion mit dem Fan zu verbessern.

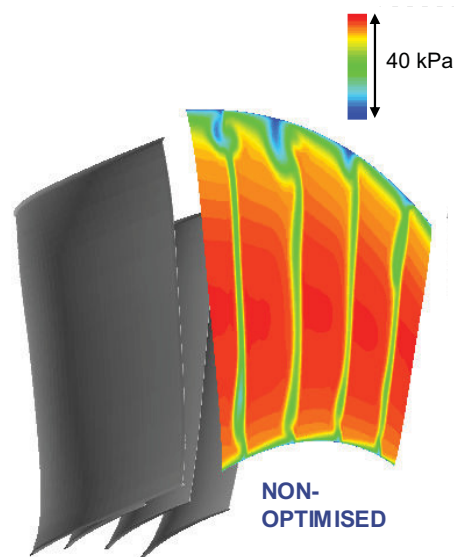


BILD 10: Totaldruck P_t [Pa] am OGV Austritt für das nicht optimierte Kassettensystem

Der Optimierungsprozess entspricht dem aus ABSCHNITT 2 (BILD 3). Die Anpassung der Geometrie wird im Vernetzungstool *PADRAM* durchgeführt.

Für die Optimierung wurden zwei Ansätze verfolgt:

- Optimierung auf dem Profilmittelschnitt (2D) für die dicke und die benachbarte dünne OGV mit 4 Parametern (jeweils der Blattaustritts- und Staffelungswinkel) und Anwendung der gleichen Änderung für die gesamte Schaufel und
- Optimierung der gesamten Schaufeln mit 8 Parametern (jeweils der Blattaustritts- und Staffelungswinkel am Naben- und Gehäuseschnitt) und Interpolation der Werte dazwischen

Der Unterschied in der Rechenzeit zwischen beiden Ansätzen ist signifikant: Die 2D Optimierung benötigt lediglich einen Tag, die 3D dagegen etwa einen Monat. Die 3D Optimierung liefert etwas geringere Druckverluste, so dass es eine Abwägung zwischen Aufwand und Nutzen ist. Die hier gezeigten Ergebnisse stammen von der 2D Optimierung.

Der Grund für die großen Rechenzeitdifferenz liegt zum einen in der erhöhten Rechenzeit für das 3D Modell gegenüber dem 2D Modell und zum anderen darin, dass für das Design of Experiment mit dem LPTAU Algorithmus, siehe auch ABSCHNITT 2, anstatt ca. 40 Rechnungen (2D, 4 Parameter) etwa 80 Rechnungen (3D, 8 Parameter) benötigt wurden, um eine zuverlässige Antwortfläche zu erhalten. Die Optimierung selbst wurde wieder mit dem genetischen ARMOGA Algorithmus durchgeführt.

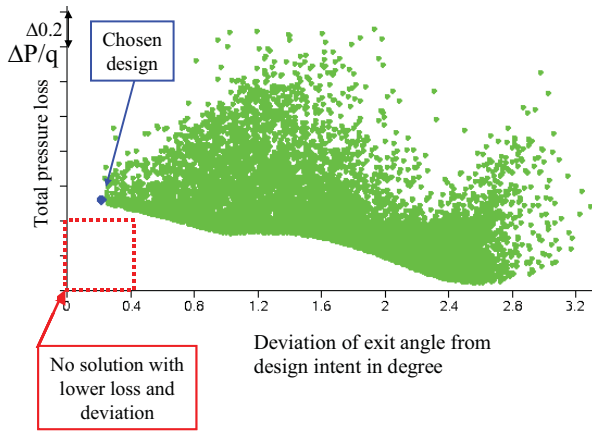


BILD 11: Ergebnisse der Kassetten OGV Optimierung (*Pareto*)

Als Gütefunktion wurden der Druckverlust $\Delta P/q$ und der Abströmwinkel gewählt, da Lösungen mit minimalem Verlust bei einer drallfreien Abströmung gesucht werden. Als Ergebnis erhält man die Verteilung in **BILD 11**. Die *Pareto*-Front stellt dabei mögliche nicht dominante Lösungen von Druckverlust und Abströmwinkel dar. Die markierte Lösung stellt dabei den besten Kompromiss zwischen geringem Verlust und einem Abströmwinkel innerhalb der Fertigungstoleranz dar.

Die Geometrie dieser Lösung mit entsprechend angepassten Staffelungs- und Blattaustrittswinkeln (BOA) ist in **BILD 12** dargestellt

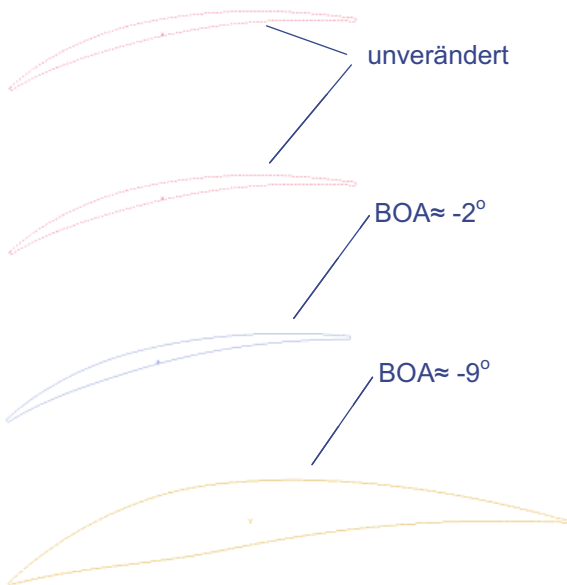


BILD 12: Optimierte Kassetten OGV Profile

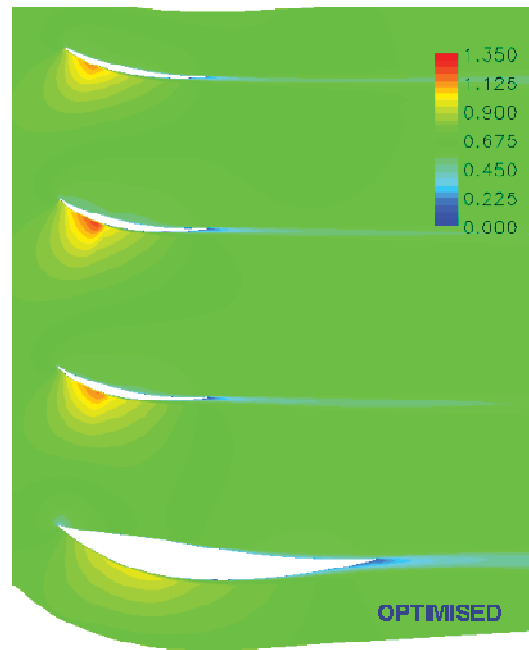


BILD 13: Machzahlverteilung auf dem Schaufelmittelschnitt des optimierten Kassettensystems

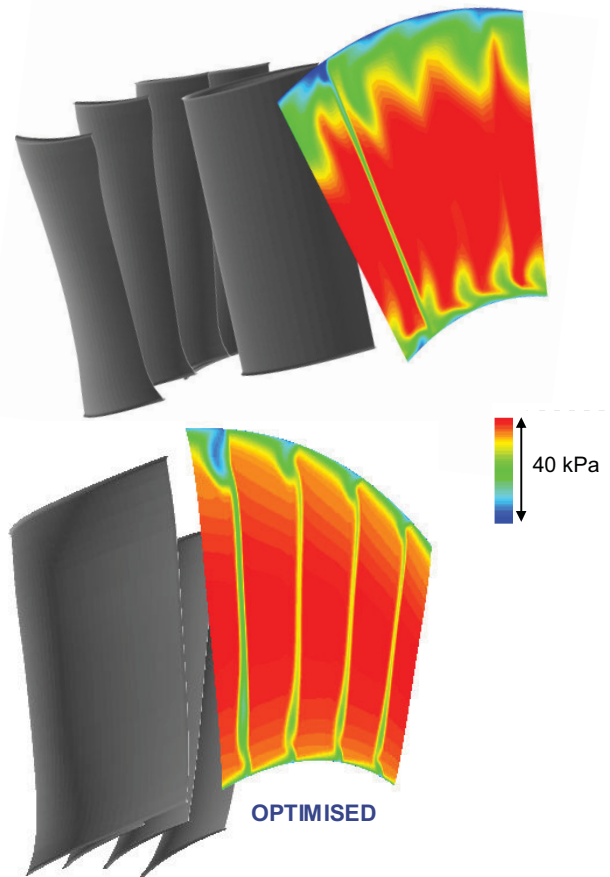


BILD 14: Totaldruck P_t [Pa] am OGV Austritt für das optimierte Kassettensystem und eine OGV/Streben Anordnung (Referenz)

Die 3D HYDRA-CFD Nachrechnung bestätigt das Ergebnis der Optimierung und zeigt signifikant niedrigere Druckverluste, eine gleichmäßigere Passagenmachzahlverteilung mit deutlich reduzierten Spitzenmachzahlen (BILD 13), dünnere Nachläufe und erhöhte Drücke nahe der Außenwand (BILD 14), sowie eine verringerte Druckvariation am Umfang nahe der OGV Vorderkante und damit eine reduzierte Anregung des Fans (BILD 15).

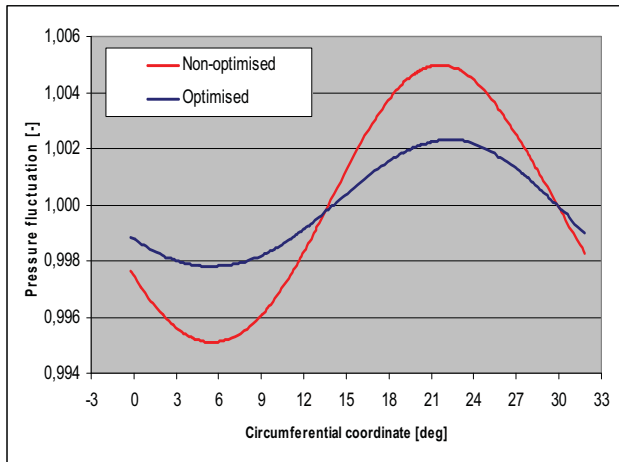


BILD 15: Stromauf Wirkung (statische Druckschwankung) der optimierten und nicht optimierten Kassetten OGV

Verglichen mit der nicht optimierten Geometrie weist das optimierte OGV um mehr als 10% verringerte Spitzenmachzahlen auf, der Druckverlust ist um 0.25% $\Delta P/P_t$ kleiner und die Umfangsdruckvariation ist um 0.4% reduziert worden. Verglichen mit der herkömmlichen Anordnung aus OGV und Streben konnte der Druckverlust sogar um 1.5% verringert werden.

4. OPTIMIERUNG DER BIFURKATIONEN UND IHRER INTERAKTION

Im nächsten Schritt werden nun die Verkleidungen stromab des Fannachleitrades, Bifurkationen genannt, siehe BILD 1, entworfen. Die Bifurkationen dienen dazu Leitungen für Kabinenluft, Treibstoff, Öldampf sowie Kabel und Triebwerksaufhängungen aerodynamisch zu verkleiden. Diese Funktionen erfordern zwei Bifurkationen mit jeweils ausreichender Dicke und Länge und zwar bei 12 bzw. 6 Uhr. Die obere Bifurkation weist in diesem Fall eine relative Dicke von 24% auf, die untere eine von 6%, wobei die obere stromab der Fannachleitradreihe angeordnet ist und die untere eines der dicken OGV ersetzt.

Aus diesem Grund kann der Entwurf auch mit unterschiedlichen Ansätzen erfolgen, während die Profilierung der oberen (kurzen dicken) Bifurkation separat optimiert werden kann, muss die der unteren im Zusammenhang mit den umgebenden OGV Schaufeln optimiert werden.

Kurze dicke Bifurkation

Die kurze dicke Bifurkation wurde auf mehreren Profilschnitten entlang ihrer radialen Höhe mit einem automatischen Optimierungsprozess (BILD 16) entworfen, der aus früheren Untersuchungen an Verdichtern [19-21] abgeleitet wurde.

Dabei dient ISIGHT [22] als Prozessintegrationstool, das die anderen Programme wie MATLAB 7, den Rolls-Royce Profilgenerator PARABLADING und den CFD Löser MISES miteinander koppelt. Die Optimierung wird mit ISIGHT selbst durchgeführt. Die zu optimierenden Größen sind der Totaldruckverlust $\Delta P/P_t$ (GLEICHUNG 1) sowie die Profilquerschnittsfläche. Als Optimierungsalgorithmus wurde der genetische NSGA2 mit 80 Individuen und 60 Generationen gewählt.

Die Profilgeometrie wird entlang der Profilhöhe c mit 10 Parametern p beschrieben (BILD 17): Sechs Kontrollpunkte mit 9 Parametern für die Dickenverteilung und der Radius der Vorderkante. Die Kontrollpunkte können entweder axial oder radial oder nur axial variiert werden, wie in BILD 17 dargestellt. Mit den Kontrollpunkten wird eine Ausgleichsfunktion 2. Ordnung definiert, mit der in PARABLADING in Kombination mit dem Vorderkanteradius die Oberflächenbeschreibung der Bifurkation erzeugt wird.

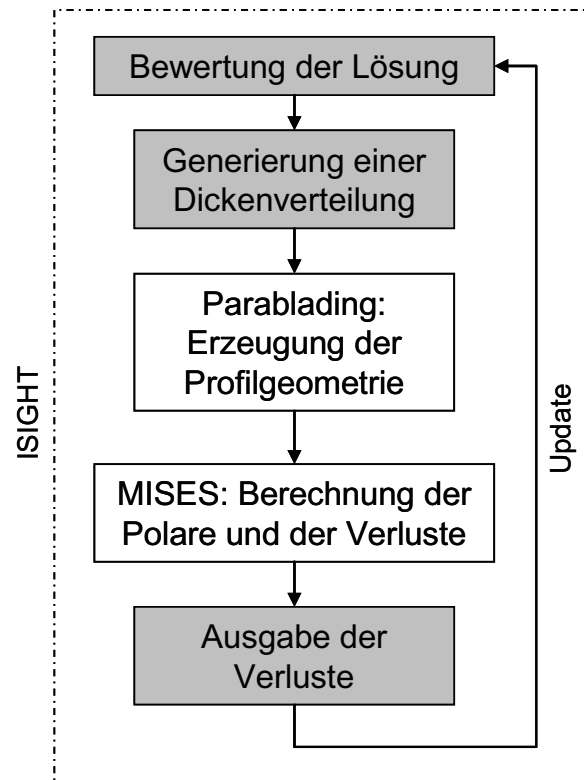


BILD 16: Optimierungsprozess für die kurze dicke Bifurkation

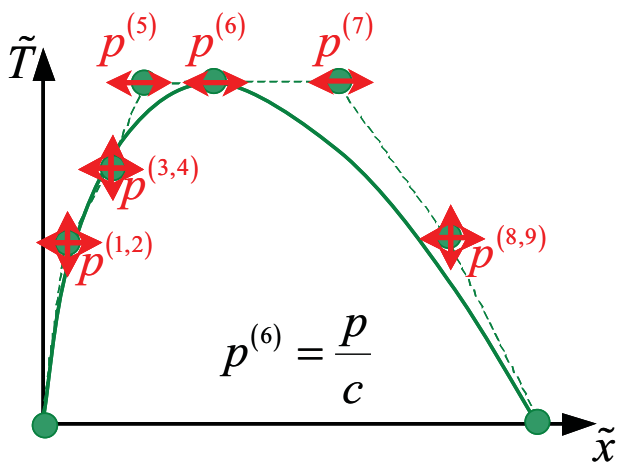


BILD 17: Parametrisierung der kurzen dicken Bifurkation

Das Strömungsfeld um die Profilgeometrie wird automatisch in *MISES* berechnet. Die Randbedingungen kommen dabei aus einer Stromlinienlösung des Fan-OGV-Nebenstromkanalsystems. Um ein robustes Optimum zu finden wurde eine *MISES* Nachrechnung nicht nur im Auslegungspunkt durchgeführt, sondern es wurde jeweils eine Verlustpolare für verschiedene Anströmwinkel berechnet. Aus dieser Polarenrechnung wurde dann ein mittlerer Druckverlust gebildet, der minimiert wurde.

Die optimierte sowie eine konventionelle Geometrie gemäß dem Stand der Technik sind in **BILD 18** abgebildet.

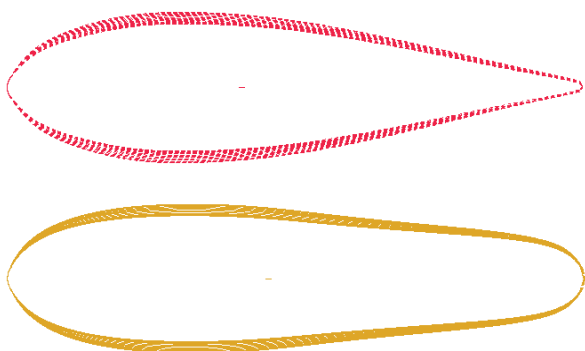


BILD 18: Konventionelle (oben) und optimierte (unten) kurze dicke Bifurkation

Um die optimierte Geometrie und ihre Interaktion mit dem Fannachleitrad zu verifizieren wurde sie mit 3D-CFD (*HYDRA*) nachgerechnet und mit der konventionellen Geometrie (**BILD18**) verglichen. In **BILD 19** ist das Rechengebiet mit Spinner, Fan und ESS sowie das Netz um OGV und Bifurkation gezeigt. Das Netz besteht aus 14.8 Millionen strukturierten Zellen der H- und O- Topologie und wurde mit *PADRAM* erstellt. Zwischen den rotierenden und stehenden Netzgebieten wurden für

die stationäre Nachrechnung Mischungsebenen eingesetzt, als Turbulenzmodell kam *Spalart-Allmaras* zum Einsatz und vier Gitterverfeinerungen wurden zur besseren Konvergenz verwendet. Als Rechenpunkt wurde der Fanauslegungspunkt bei 100% Drehzahl gewählt.

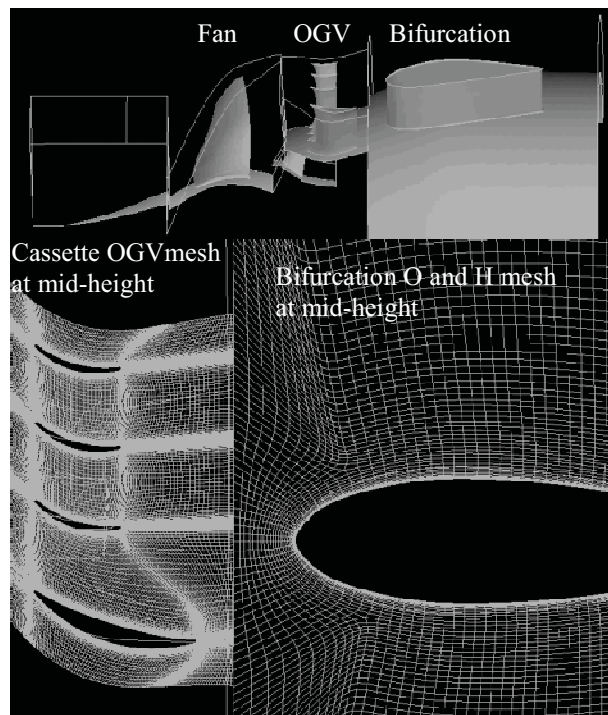


BILD 19: CFD Rechengebiet und Netz für OGV und kurze dicke Bifurkation

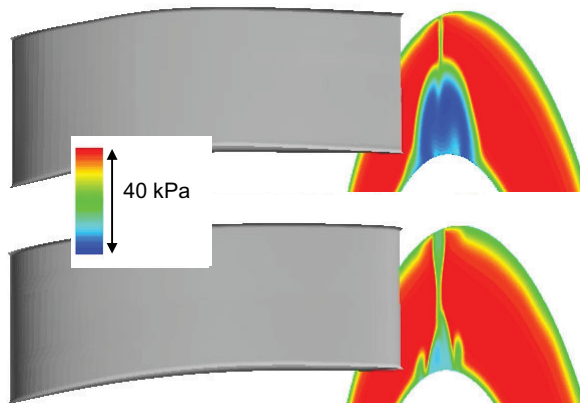


BILD 20: Totaldruck (P_t [Pa]) der konventionellen (oben), und optimierten (unten) kurzen dicken Bifurkation

BILD 20 zeigt die Totaldruckverteilung stromab der Hinterkante der konventionellen und optimierten Bifurkation. Man erkennt große Gebiete mit niedrigem Totaldruck, d.h. Verlust, bei der konventionellen Bifurkation, hervorgerufen durch eine Ablösung der Strömung bei etwa 60% der Sehnenlänge. Diese Ablösung wurde durch die Optimierung komplett eliminiert. Das führt zu einer Verminderung des Totaldruckverlustes für die Bifurkation von zwei Prozentpunkten.

Obwohl die optimierte Bifurkation mit den OGV aus ABSCHNITT 3 dieses Papers wesentlich geringere Verluste liefert als ein konventioneller Entwurf, so erkennt man in BILD 21 doch, dass die Interaktion von OGV und Bifurkation nicht optimal ist und weiteres Potential zur Verlustminimierung vorhanden ist. Daher wurde, wie zuvor bei den OGV, wieder eine 2D Optimierung der Blattaustritts – und Staffelungswinkel auf dem Mittelschnitt durchgeführt. In diesem Fall wurden die Optimierung mit dem Prozess aus ABSCHNITT 3 auf die drei dünnen und zwei dicken OGVs stromauf der Bifurkation begrenzt.

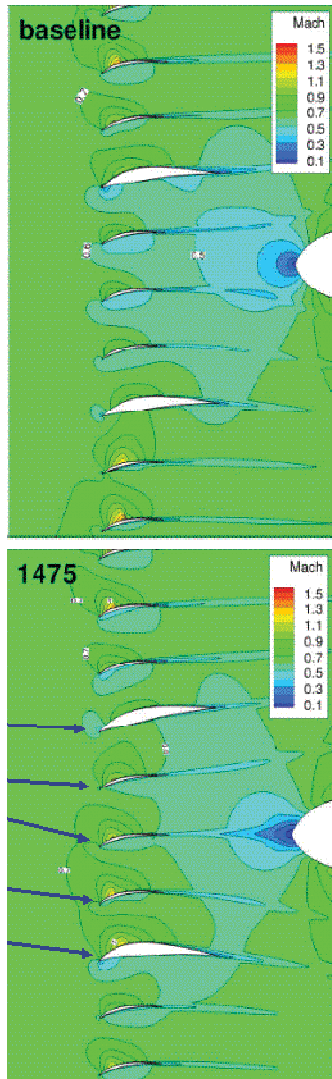


BILD 21: Machzahlverteilung auf dem Schaufelmittelschnitt des nicht-optimierten und optimierten OGV mit kurzer dicker Bifurkation

Das Ergebnis in BILD 21 zeigt bei den Machzahlkonturen der nicht-optimierten und der optimierten Konfiguration eine signifikante Verbesserung der OGV Passagenströmung mit geringeren Machzahlen und dünneren, nahezu drallfreien Nachläufen. Dies führt insgesamt zu einer weiteren Verringerung des Totaldruckverlustes um

0.1% und zu einer Reduzierung der Druckvariation stromauf der OGV um 1%.

Lange dünne Bifurkation

Da die lange dünne Bifurkation Teil des Fannachleitrades ist, kommt eine isolierte Betrachtung nicht in Frage. Daher muss ein Entwurf zusammen mit den umgebenden OGV erfolgen. Als Referenz wurde eine lange dünne Bifurkation durch Verlängerung und Aufdickung eines der dicken OGV erzeugt (BILD 22 oben). Die umgebenden OGV blieben unverändert.

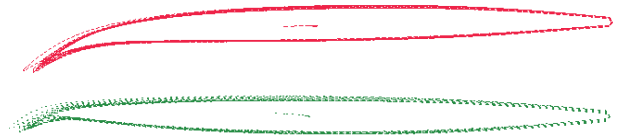


BILD 22: Konventionelle (oben) und optimierte (unten) lange dünne Bifurkation

Um Rechenzeit für die so erzeugte Konfiguration zu sparen wurde in diesem Fall auf die Berechnung des Fan und ESS verzichtet (BILD 23). Dies ist ein zulässiger Ansatz, da die vorherigen Rechnungen gezeigt haben, dass die Interaktion mit dem Fan unkritisch für die Aussagekraft der CFD Ergebnisse ist. Da in diesem Fall die Geometrie komplexer ist als zuvor, kamen nun O-Netze kombiniert mit unstrukturierten Netzen (Hybridnetze) anstatt voll strukturierter Netze zum Einsatz, siehe BILD 23. Als Codes wurden wieder *PADRAM* für das Netz mit 15.5 Millionen Zellen und *HYDRA* für die CFD Rechnung mit SA-Modell verwendet.

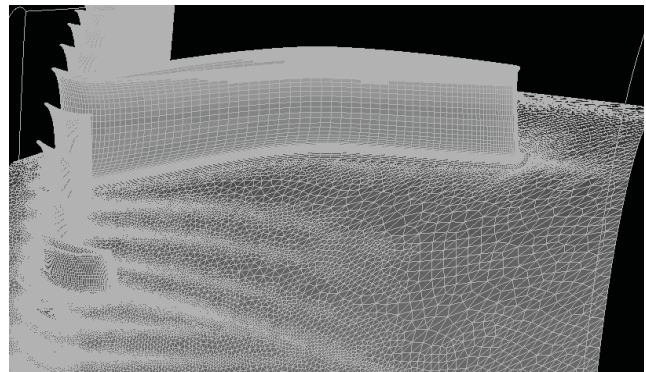


BILD 23: Rechengebiet und Netz für die lange dünne Bifurkation

Die Rechenergebnisse für die nicht-optimierte Konfiguration sind in BILD 24 (Totaldruck stromab der Hinterkante der Bifurkation) und BILD 25 (Machzahlkontur auf dem Mittelschnitt) dargestellt. BILD 24 zeigt eine große Verblockung stromab der Bifurkation nahe der äußeren Wand des Nebenstromkanals. Hervorgerufen wird das durch eine Ablösung an der Vorderkante der Bifurkation entlang ihrer Druckseite (BILD 25).

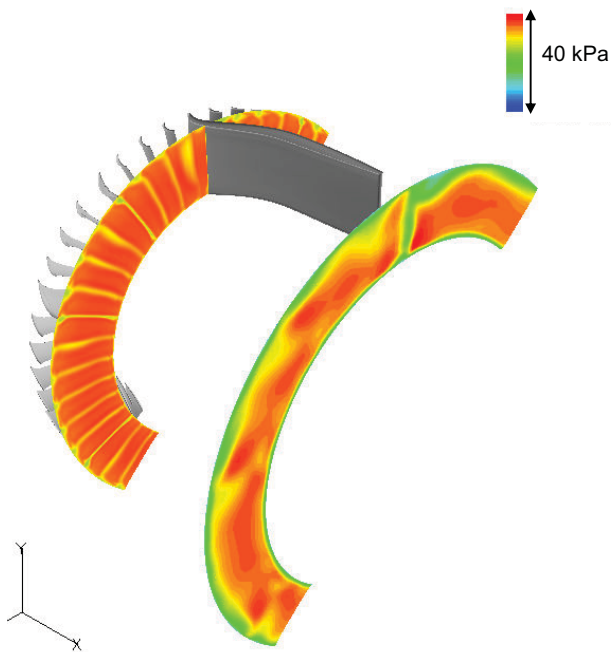


BILD 24: Totaldruck P_t [Pa] der OGVs mit nicht-optimierter langer dünner Bifurkation

Außerdem zeigt **BILD 25** eine Grenzschichtablösung an dem OGV benachbart zur Sauseite der Bifurkation, sowie signifikante Übergeschwindigkeiten an einigen OGV Passagen. Basierend auf diesen Ergebnissen wird klar, dass die Bifurkation und die sie umgebenden OGV zusammen optimiert werden müssen um die Konfiguration nutzbar zu machen.

Auch in diesem Fall wurde der Prozess aus **ABSCHNITT 3** angewandt. Neben den Blattwinkeln der die Bifurkation umgebenden sechs dünnen und zwei dicken OGV wurde allerdings zusätzlich die Wölbungsverteilung der langen dünnen Bifurkation mit optimiert.

Das Ergebnis der Optimierung ist die in **BILD 22** (unten) gezeigte Bifurkationsgeometrie. Die so veränderte Bifurkation in Kombination mit den in **BILD 25** dargestellten Winkeländerungen der umgebenden OGV führt dazu, dass die zuvor beschriebene Ablösung an der Druckseite der Bifurkation verschwindet und das sich die Strömung gleichmäßiger auf die OGV Passagen verteilt ohne das es zu Ablösungen oder starken Verdichtungsstößen kommt. Verglichen mit der nicht-optimierten Anordnung aus Kassetten OGV und langer dünner Bifurkation weist die optimierte Konfiguration daher einen um 0.6% geringeren Totaldruckverlust $\Delta P/P_t$ auf, was ca. 0.5% weniger SFC entspricht. Gleichzeitig verringert sich auch die Variation des Druckfeldes nahe der Vorderkante des Nachleitrades um 7% (**BILD 26**).

Der in diesem Paper präsentierte Entwurf wurde erfolgreich im UFFA Rig der Anecom Aerotest in Wildau im Frühjahr 2011 getestet. Die Ergebnisse

bestätigten die CFD Vorhersagen und zeigten die Überlegenheit des vorgestellten Ansatzes. Die Ergebnisse werden separat veröffentlicht.

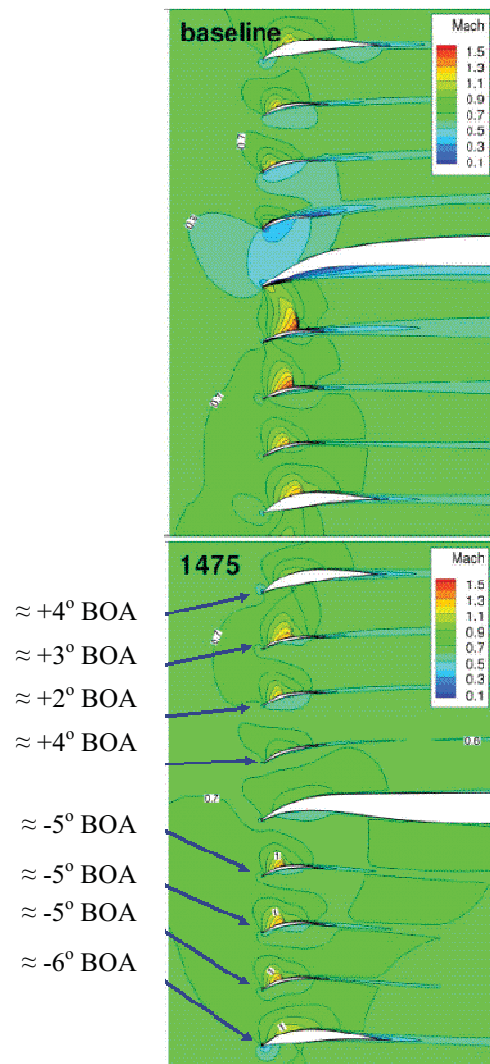


BILD 25: Machzahlverteilung auf dem Schaufelmittelschnitt des nicht-optimierten und optimierten OGV mit langer dünner Bifurkation

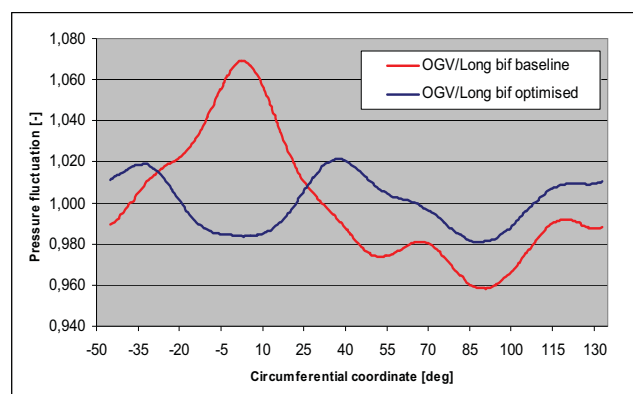


BILD 26: Umfangsvariation des statischen Druckes (P_s/P_{mean}) stromauf der Konfiguration mit optimierter und nicht-optimierter langer dünner Bifurkation und Kassetten OGV

5. ZUSAMMENFASSUNG

Das vorliegende Paper beschreibt die systematische Optimierung des Nebenstromkanalsystems eines modernen Turbofantriebwerks mit "Core-mounted" Hilfssystemen. Die Entwurfsoptimierung beinhaltet die Form des Nebenstromkanals, das Fannachleitrad und die Verkleidungen im Nebenstromkanal. Neu ist die Realisierung eines so genannten Kassetten OGV und die Optimierung der Interaktionen der einzelnen Komponenten untereinander und mit dem stromauf befindlichen Fan.

Die Untersuchungen wurden mit Hilfe der Rolls-Royce Software *PARABLADING* zur Erzeugung der OGV- und Bifurkationsprofile, *PADRAM* für die Vernetzung, *MISES* für 2D CFD, *HYDRA* für 3D CFD und *SOFT* für die Optimierung. Außerdem kam für die Prozessintegration und Optimierung das kommerzielle *ISIGHT* zum Einsatz.

Das Paper hat die Anwendung des Entwurfsansatzes und die Optimierungsstrategie und deren Ergebnisse vorgestellt. Mit 3D CFD des Fan und Nebenstromkanalsystems wurde die Überlegenheit der optimierten Geometrien gegenüber herkömmlich iterative erzeugten Geometrien in Bezug auf Verluste, Triebwerksleistung und Treibstoffverbrauch gezeigt. Weitere Informationen finden sich in [23].

6. DANKSAGUNG

Die vorgestellten Untersuchungen wurden im Rahmen des vom Land Brandenburg geförderten Forschungsprojektes OPAL durchgeführt. Die Autoren bedanken sich ausdrücklich beim Management von Rolls-Royce Deutschland Ltd. & Co. KG für die Erlaubnis zur Veröffentlichung, beim Land Brandenburg für die gewährte Förderung, sowie bei den Partnern BTU Cottbus, ACAT und DLR für die Zusammenarbeit.

7. ABKÜRZUNGEN

2D	Zwei-dimensional
3D	Drei-dimensional
ACAT	Anecom Aerotest
bif	Bifurkation
BIA	Blatteintrittswinkel
BOA	Blattaustrittswinkel
BTU	Brandenburgische Technische Universität
c	Sehne
CFD	Computational fluid dynamics
CO ₂	Carbon dioxide
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
ΔP_t	Totaldruckdifferenz
DP	Design Punkt
deg	Grad
ESS	Engine Section Stator
h	Schaufelhöhe

NSGA	Natural search genetic algorithm
OGV	Fannachleitrad
OPAL	Optimiertes Nebenstromkanalsystem
p	Parameter
Pa, kPa	Pascal, Kilopascal
PADRAM	Parametric Design and Rapid Meshing
P_t	Totaldruck
P_s	Statischer Druck
P_{mean}	Mittlerer statischer Druck
q	Staudruck
SA	Spalart-Allmaras
SFC	Spezifischer Kraftstoffverbrauch
SOPHY	SOFT-PADRAM-HYDRA
UFFA	Universal fan facility adapter
x	Axialkoordinate
y	Radialkoordinate
Δ	Delta
φ	Pfeilungswinkel

8. LITERATUR

- [1] Rolls-Royce plc, 2005, "The Jet Engine".
- [2] Hynes, T., 2008, "Installation Effects", Cambridge Turbomachinery Course.
- [3] Shahpar, S., "SOPHY: An integrated CFD based Automatic Design Optimization System", ISABE-2005-1086, 2005.
- [4] Shahpar, S., 2002, "SOFT: A New Design And Optimization Tool For Turbomachinery", Evolutionary Methods for Design, Optimization and Control, E.d.: Ginnakoglou, K., et. al., CIMNE.
- [5] Shahpar, S., Lapworth. B. L., 2003, "PADRAM: Parametric Design and Rapid Meshing System for Turbomachinery Optimisation", Paper GT-2003-38698, ASME Turbo Expo, Atlanta Georgia, 16.-19. Juni.
- [6] Lapworth, B. L., 2004, "HYDRA-CFD: A Framework for Collaborative CFD Development", International Conference on Scientific and Engineering Computation (IC-SEC), Singapore, 30. Juni – 02. Juli.
- [7] Shahpar, S., 2010, "Optimisation Strategies used in Turbomachinery Design from an Industrial Perspective", Von Karman Institute For Fluid Dynamics (VKI) Lecture Series, Introduction to Optimization Methods and Tools for Multidisciplinary Design in Aeronautics and Turbomachinery, 21. Mai – 04. Juni, Brüssel, Belgien.
- [8] Spalart, P. R., Allmaras, S. R., 1992, "A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows", AIAA Paper 92-0439.

- [9] Shi, Y., Ge, H.-W., Reitz, R.D., 2011, "Computational Optimization of Internal Combustion Engines", Springer, London.
- [10] Milli, A. Bron, O., 2009, "Fully Parametric High Fidelity CFD Model for the Design Optimisation of the Cyclic Stagger Pattern of a Set of Fan Outlet Guide Vanes", GT2009-59416, ASME Turbo Expo 2009.
- [11] Shahpar, S., Giacche, D., Lapworth, L., 2003, "Multi-Objective Design and Optimization of Bypass Outlet-Guide Vanes", GT2003-38700, ASME Turbo Expo 2003, Atlanta, Georgia, USA.
- [12] Holewa, A., Clemen, C., Kröger, G., Herzog, S., Nicke, E., 2009, "Optimization of the struts in a bypass duct of a civil aircraft engine to minimize the circumferential pressure variation", ISABE-2009-1152.
- [13] Oessenich, R., 2004, "Kosten- und gewichtsoptimierte Designkonzeptstudie eines Intermediate Compressor Gehäuses (INC) für eine zukünftige Zweiwellenanwendung", Diplomarbeit Rolls-Royce Deutschland Ltd. & Co. KG, Dahlewitz.
- [14] Clemen, C., Herzog, S., Klauke, T., Holewa, A., 2010, "Aero-mechanical optimisation of a structural fan outlet guide vane", 8th ASMO-UK conference, London.
- [15] Graesel, J., Keskin, A., Swoboda, M., Przewozny, H., Saxer, A., 2004, "A Full Parametric Model for Turbomachinery Blade Design and Optimisation", Proceedings of ASME DETC 2004, DETC2004-57467.
- [16] Drela, M., Youngren, H., 1996, "A User's Guide to *MISES 2.4*", MIT Computational Aerospace Science Laboratory.
- [17] Clemen, C., 2009, "Entwicklung eines Verfahrens für den dreidimensionalen Entwurf von Rotoren in Axialverdichtern", Dissertation, TU Dresden.
- [18] Clemen, C., Stark, U., 2003, "Compressor blades with sweep and dihedral: A parameter study", 5th European Conference on Turbomachinery, Fluid Dynamics and Thermodynamics, Prag, Tschechische Republik, 18.-21. März, S. 151-162.
- [19] Huppertz, A., Flassig, P., Flassig, R., Swoboda, M., 2007, "Knowledge-Based 2D Blade Design Using Multi-Objective Aerodynamic Optimization And A Neural Network", GT2007-28204, ASME Turbo Expo.
- [20] Dutta, A., Flassig, P., Bestle, D., 2007, "Multi-objective Blade Design Using a Quasi-3D Non-Dimensional Parameterization Approach", Proc. of 1st European Air and Space Conference (CEAS), CEAS-2007-219, Berlin.
- [21] Flassig, P., 2007, "Multi-objective Compressor Blade Optimisation Using A Non-Dimensional Parameterisation Approach", Proc. of 1st European Air and Space Conference (CEAS), CEAS-2007-220, Berlin.
- [22] SIMULIA, 2010, "Isight 4.5 – Getting started guide", http://www.simulia.com/support/isight/Isight_4_5_Getting_Started_Guide.pdf.
- [23] Clemen, C., Albrecht, P., Herzog, S., 2012, "Systematic optimisation of a turbofan bypass duct system", GT2012-68276, ASME Turbo Expo 2012, Kopenhagen, Dänemark.