

WIRKUNGSGRADSTEIGERUNG VON NIEDERDRUCKTURBINEN DURCH INNOVATIVE ZWISCHENSTUFENDICHTUNGEN

Th. Schröder, J. Gier, B. Stubert

MTU Aero Engines GmbH & Co. KG

D-80995 München

ÜBERSICHT

Das Niveau des Wirkungsgrades von Niederdruckturbinen moderner ziviler Flugtriebwerke liegt heute bereits bei respektablen Werten von deutlich über 90%. Da dieser Wirkungsgrad direkt den Kraftstoffverbrauch eines Flugtriebwerkes beeinflusst, ist es das ständige Bestreben der Hersteller noch weitere Steigerungen dieses Wirkungsgrades zu erzielen, ohne dabei eine Erhöhung der Herstellkosten oder des Turbinengewichts in Kauf nehmen zu wollen.

In einem vom BMWA geförderten Technologieprojekt wurden nun in der MTU innovative, d.h. völlig neu gestaltete und optimierte Zwischenstufendichtungen für die Naben- und die Gehäusesseite entwickelt und in einem Kaltluft-Rigversuch getestet, mit denen eine erhebliche Steigerung des Wirkungsgrades von Niederdruckturbinen um ca. 0,5%-Punkte erzielt werden konnte.

Die Vorgehensweise in diesem Technologieprojekt war dabei so, dass zunächst der Prozess der CFD-Berechnung für die strömungstechnische Auslegung von Niederdruckturbinen so erweitert wurde, dass die komplexen Sekundärströmungen in den Bereichen der Zwischenstufendichtungen (Kavitäten, Plattformbereich) präzise berechnet werden konnten. Damit war die Grundlage geschaffen, um verschiedene Designs, d.h. unterschiedlichste konstruktive Ausführungen von Zwischenstufendichtungen strömungstechnisch bewerten zu können. In einer umfassenden Parameterstudie wurden auf diese Weise nicht nur verbesserte Ausführungen einer Zwischenstufendichtung ermittelt, sondern darüber hinaus auch die Wirkungen und Einflüsse der einzelnen konstruktiven Elemente wie die Plattformüberdeckung, die Spalthöhe und die Kammergröße etc. untersucht. Selbstverständlich durfte auch die Funktionsweise der Scheiben- und Schaufelfußkühlung nicht beeinträchtigt werden.

Die als Ergebnis dieser Studie ermittelte optimale Konfiguration einer Zwischenstufendichtung wurde in einem Prototyp konstruktiv ausgeführt und in einem Kaltluft-Rigversuch ausführlich getestet. Hierbei wurde zunächst in einem Basisversuch eine typische

konventionelle Dichtungskonfiguration ausführlich vermessen und erst in einem zweiten Versuchsaufbau die innovative Zwischenstufendichtung. Damit konnte eine Wirkungsgradsteigerung von ca. 0,5%-Punkten klar nachgewiesen werden, was die Erwartungen sogar noch übertroffen hat. Als Versuchsträger wurde hierbei die Niederdruckturbinen eines mittelgroßen Flugtriebwerks von ca. 100 kN Schub verwendet, das als Antrieb für den Airbus A318 vorgesehen ist.

Über diesen konkreten Nachweis der erzielten Wirkungsgradsteigerung hinaus wurden mit diesem Technologieprojekt auch die Voraussetzungen dafür geschaffen, dass die detaillierte Berechnung der Sekundärströmungen in den Zwischenstufendichtungen künftig ein fester Bestandteil des Auslegungsprozesses von Niederdruckturbinen ist. Mit dem hierbei gewonnenen Know-how und den abgesicherten und in die Auslegungswerkzeuge eingeflossenen physikalischen Modellen steht somit das nachgewiesene Verbesserungspotenzial für die künftigen Entwicklungen von Niederdruckturbinen der MTU zur Verfügung.

1. EINLEITUNG

Deckbandabdichtung wird in vielen Turbinen für unterschiedliche Anwendungen eingesetzt. In Flugtriebwerken werden die Niederdruckturbinen generell in Deckbandbauweise ausgeführt. Obwohl aufwendige Spalthaltungstechniken in modernen Triebwerken recht kleine Spalthöhen garantieren, tragen die spaltströmungsbezogenen Verluste erheblich zu den Gesamtverlusten der Turbine bei.

In der Vergangenheit wurde eine ganze Reihe von Arbeiten unternommen, die Strömung innerhalb der Labyrinthdichtungen zu verstehen und beschreiben zu können. Insbesondere die Vorhersage von Leckageströmen und Ventilationsverlusten wurde von einer Reihe Autoren veröffentlicht, z.B. Egli, [1], Rhode et al. [2a,b], Takenaga et al. [3]). Millward and Edwards [4].

Denton und Johnson [5] präsentierten zweidimensionale Messungen für die Strömung über die Deck-

banddichtungen einer Dampfturbine. In letzter Zeit wurde in einer Reihe von Untersuchungen die Wechselwirkung von Leakage- und Hauptströmung betrachtet. Pfau et al. [6] und Schlienger et al. [7] haben umfangreiche experimentelle Untersuchungen zu Strömungsvorgängen und Interaktionen in einer zweistufigen Deckbandturbine durchgeführt. Sie fanden u.a. erhebliche Änderungen im Abströmwinkel und Variationen in Umfangsrichtung für Konfigurationen mit und ohne Leakage.

Ähnliche Ergebnisse ergaben auch die Untersuchungen von Peters et al. [8] und Giboni et al. [9], in denen experimentelle Untersuchungen in einer 1 ½-stufigen Niedergeschwindigkeitsturbine mit einem Deckbandspalt über dem Rotor vermessen wurden. Auch in diesen Arbeiten fanden die Autoren Ungleichförmigkeiten in der aus der Kavität austretenden Strömung und erhebliche negative Inzidenz in der Zuströmung zum folgenden Stator. Ähnliche Effekte beschreiben auch Anker und Meyer [10] numerisch für die gleiche Konfiguration. Kortschunov und Döhler [11] untersuchten den Effekt von künstlichen Jets in einer ebenen Kaskade.

Hunter und Manwaring [12a,b] haben umfangreiche experimentelle und numerische Untersuchungen im Bereich der Kavitätenströmung – Hauptströmungsinteraktion im Nabenbereich in einem 2-Stufen Niedergeschwindigkeitsrig durchgeführt. Sie fanden erhebliche Änderungen in den Strömungsfeldern der beiden stromab des ersten Leitgitters und seiner Dichtung liegenden Schaufelgitter. Die entropiereiche Strömung, die die Kavität verlässt und wieder in die Hauptströmung eintritt, wurde im folgenden Rotor radial bis 7,5% Kanalhöhe dieser mit hohem Höhen-Breitenverhältnis ausgestatteten Turbine transportiert.

Eine mehr allgemeine Diskussion kavitätenbezogener Effekte einschließlich Verlusten kann Traupel [13] und Denton [14] entnommen werden. Die Beschreibung dieser Verluste in diesen Veröffentlichungen konzentriert sich auf die durch Leakage und Mischung verursachten Verluste. Wallis et al. [15] haben Untersuchungen zur Gehäusedichtung in einer 4-stufigen Axialturbine durchgeführt. Sie berichten über vier verschiedene Verlustmechanismen, die mit der Kavitätenströmung zusammenhängen: Den Kavitäteneintritt, die Radialspalte, die Mischung mit der Hauptströmung und die Inzidenz auf die stromab liegende Schaufel. Untersuchungsziel war hier die Reduzierung der Mischungsverluste von Kavitäten- und Hauptströmung. Hierfür wurden verschiedene Umlenkanbauten ausgelegt und getestet, die die Umfangswinkeldifferenz zwischen beiden Strömen reduzierten. Allerdings resultierten alle Varianten in zusätzlichen Wirkungsgradverlusten.

In einer umfangreichen numerischen Studie haben Gier et al. [16] versucht, Interaktionsphänomene von Kavitäten- und Hauptströmung mit Analysen zu den daraus resultierenden Verlusten zu kombinieren. Sie

zeigen fünf Verlustmechanismen auf, die z.T. einen erheblichen Effekt auf den Wirkungsgrad der Turbine haben. Diese numerischen Untersuchungen stützten sich auf Messergebnissen im Hauptströmungskanal einer dreistufigen Niederdruckturbine.

Die im Rahmen dieser hier berichteten Arbeit vorgenommenen Untersuchungen stellen eine schrittweise, konsequente Erarbeitung von Interaktionsphänomenen und Sensitivitäten dar, die auf der Basis numerischer Studien gewonnen wurden und anschließend in einem modifizierten Rigaufbau einer modernen Niederdruckturbine überprüft wurden. Eine Auswahl dieser Schritte und der in der Versuchsturbine ermittelten Wirkungsgradverbesserung werden im Folgenden beschrieben.

2. ERWEITERUNG DES CFD-PROZESSES

Die Zunahme der Kavitätengeometrien im Aero-Modell steigert den Gesamtaufwand zur Erstellung einer Rechnung ganz erheblich. Dieser Mehraufwand wird im Rahmen von Auslegungsprozessen grundsätzlich nicht akzeptiert. Deshalb sind Anstrengungen unternommen worden, die notwendigen Teilschritte möglichst gut in den Auslegungsprozess einzubinden. Ausgangspunkt für die Erfassung der Kavitätengeometrie ist das CAD-System Catia. Hierin werden zunächst Blockgrenzen zur Trennung der einzelnen Schaufelreihen vorgenommen (Bild 1).

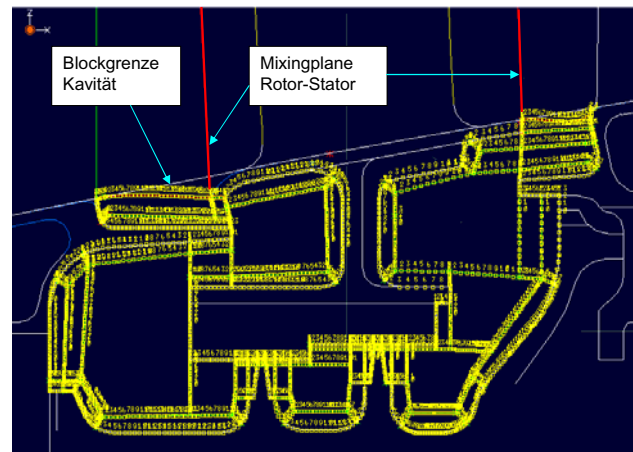


BILD 1: Blockstruktur in CAD

Diese Grenzen dienen später im Solver zur Definition von Mixingplanes als Randbedingung für die Kommunikation von drehenden und nicht drehenden Rechengebieten. In gleicher Weise werden im CAD-System Kurven zur Trennung von Hauptstrom und Kavitäten erzeugt. Diese stellen im Solver durchströmte Flächen im Raum dar, die im Falle gleicher Drehzahl der benachbarten Gebiete und gleicher Teilung als direkte Blockrandbedingungen wirken. Ist Drehzahl oder Teilung verschieden, gelten die üblichen Mittelungsprozesse (Bild 2). In den somit vor-

liegenden abgeschlossenen Gebieten der Kavitäten werden nun direkt im CAD-System Blockstrukturen zur Vernetzung der Kavitätenräume aufgebaut, aus CAD in das Aero-Auslegungssystem exportiert und dort mit speziell zu diesem Zweck entwickelten Algorithmen zu 3D-Volumen-Netzen zusammengestellt. Anschließend erfolgt der Zusammenbau dieser einzelnen Kavitätenetze mit dem Hauptstrom-Netz.

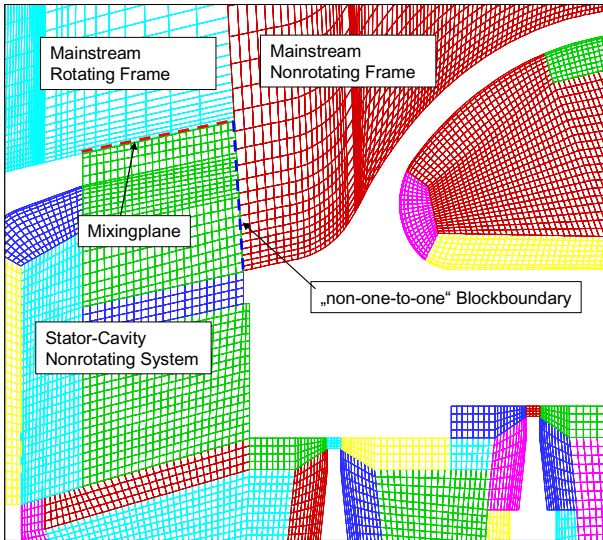


BILD 2: Koppelungsrandbedingungen Hauptstrom-Kavität

Nach Erstellung der einzelnen Teilnetze bestehend aus Hauptstrom und Kavitäten werden die Komponenten mit einem grafischen Tool „GMC“ zusammengestellt (Bild 3).

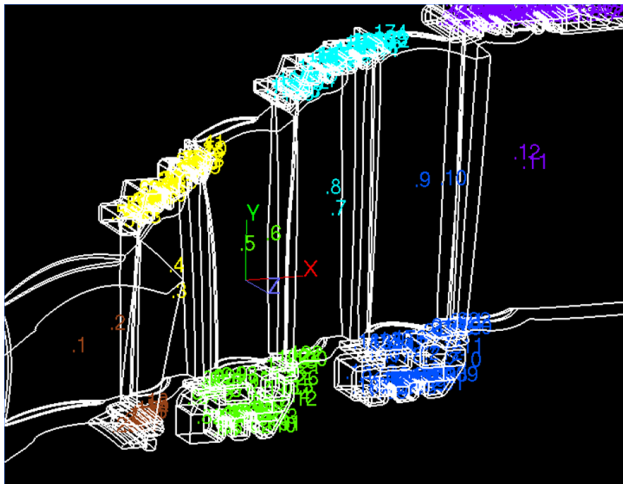


BILD 3: Zusammenbau der Teilkomponenten

Zum kompletten Rechenmodell fehlen nun noch die Definitionen der durchströmten Interfaces über die Koppelungsflächen zwischen Hauptstrom und Kavitäten. Diese Definitionen wurden im Rahmen dieser Untersuchungen weitgehend in die Standardprozesse zur Netzgenerierung aufgenommen, so dass die Vervollständigung des Modells nun nur noch wenige Handgriffe erfordert. Eben diese Entwicklungsschrit-

te stellen die wesentlichen Reduktionen der im ersten Kapitel erwähnten erforderlichen Herabsetzung des Zeitaufwandes dar, die in einem Design unumgänglich ist.

Die 3D-Navier-Stokes Rechnungen wurden mit dem Programm TRACE unter Verwendung folgender Optionen durchgeführt: Implizites Zeitschrittverfahren, Upwind-Roe Verfahren im Ort mit Fluß-Limitern nach van-Albada, nichtreflektierende Randbedingungen an den Mixingplanes nach Giles, $k-\omega$ -Turbulenzmodell mit modifiziertem Drela-Transitionsmodell.

3. PLATTFORM-OPTIMIERUNGSTUDIE

Im Vorfeld zum erfolgten Versuch wurde eine Studie durchgeführt zur rechnerischen Bewertung von verschiedenen Konzepten für die Kavitätengeometrie. Diese sollte dann zum Vergleich zur herkömmlichen Geometrie in einem zweiten Rigaufbau erstellt, gemessen und mit Rechnungen verglichen werden. Aus dieser Studie ergab sich im Wesentlichen eine Priorisierung von zwei Konzepten.

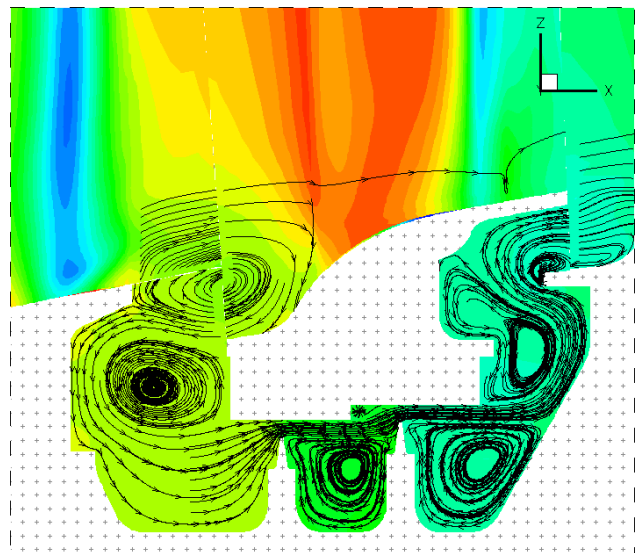


BILD 4: Ursprüngliche Kavitätengeometrie

Gegenüber der ursprünglichen Ausführung (Bild 4) wurde eine Variante mit Bürstendichtungen (Konzept 1, siehe Bild 5) rechnerisch als die beste Option ermittelt. Diese Ausführung war jedoch nicht in vertretbarem Aufwand aus der Modifikation der vorhandenen Maschinenteile realisierbar. Deswegen wurde das Konzept 2 (Bild 6) als neue Ausführung im Rig erstellt.

Der wesentliche Unterschied besteht in einer besseren Abschottung der Kavitätenräume durch überlappende Bauteile zur Verminderung des Interaktionsgebietes zwischen Haupt- und Nebenstrom. Ebenfalls ist eine glattere Plattformkontur an der Statornabe gegenüber einem idealen Ringraum charakteristisch. Konkret wurde als Kompromiss zum Fertigungsaufwand ausgehend von den vorhandenen

Teilen aus dem ersten Versuchsaufbau folgende Geometrie für eine Stator-Kavität verwendet.

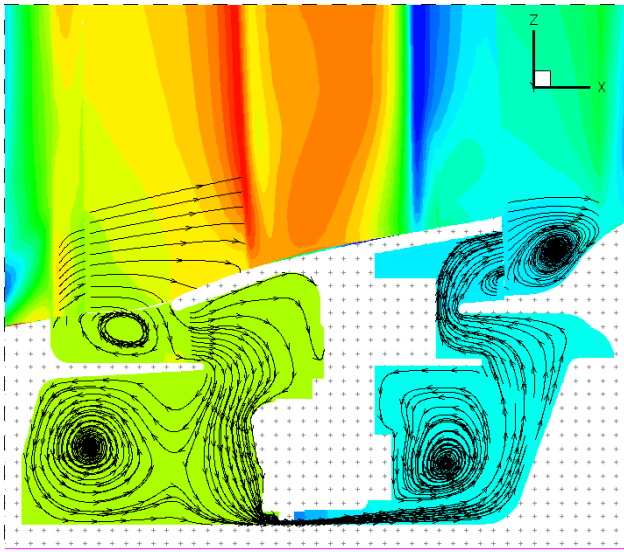


BILD 5: Konzept 1 Kavitätsgeometrie

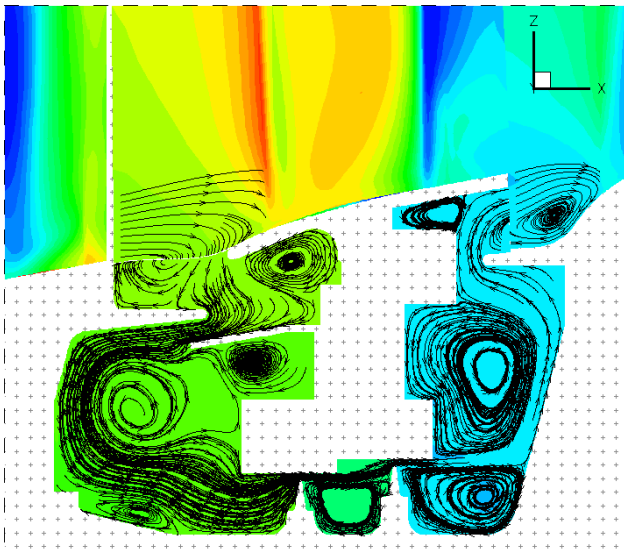


BILD 6: Konzept 2 Kavitätsgeometrie

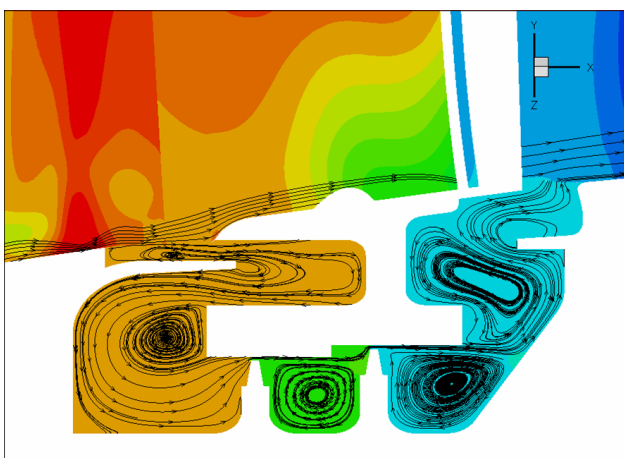


BILD 7: Konzept 2 im zweiten Rigaufbau Stator 2
In Bild 7 ist das Konzept der Überlappungen und des

strakenden Konturverlaufs entlang der Nabe umgesetzt auf den neuen Aufbau am Beispiel des zweiten Stators gezeigt. Im Gehäusebereich wurde ebenfalls im Wesentlichen ein möglichst nahe am idealen Ringraum orientierter Konturverlauf verfolgt. Das Gesamtmodell des neuen Aufbaus ist in Bild 8 dargestellt. Deutlich sichtbar sind die Mischungsebenen zwischen Rotoren und Statorn und die Blockgrenzen der Kavitäten.

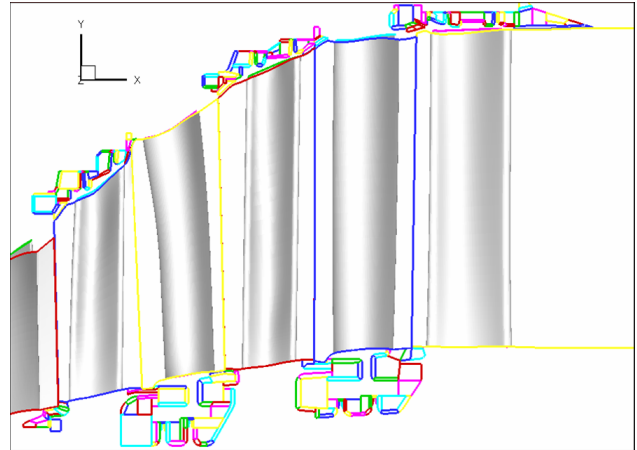


BILD 8: Zweites Rechenmodell mit allen Kavitäten

4. VERSUCHSTRÄGER

Zur experimentellen Verifikation der mittels CFD-Berechnungen entwickelten neuen Formen der inneren und äußeren Zwischenstufendichtungen wurden zwei Rigversuche durchgeführt. Der erste Rigversuch war der Basisversuch (Versuch 1) mit einer konventionellen Dichtungsgeometrie in der Form wie sie dem seinerzeitigen Stand der Technik bei Beginn dieser Untersuchungen entsprach. In diesem Versuch wurden die Daten der Vergleichsbasis ermittelt, die die Referenz für die Überprüfung der durch die innovativen Kavitäten-Konzepte erwarteten Wirkungsgradverbesserungen darstellte. In dem zweiten Rigversuch (Versuch 2) wurden dann diese neu entwickelten innovativen Kavitäten-Konzepte experimentell untersucht und damit die erwarteten Wirkungsgradsteigerungen verifiziert sowie eine Datenbasis zum Vergleich mit analytischen Berechnungen bereitgestellt. Als Turbinenmodul des Rigs (Rig = Versuchsgerät) wurde eine 3-stufige Niederdruckturbinen mit hohem Stufendruckverhältnis eines modernen zivilen Flugtriebwerks des mittleren Schubbereichs verwendet. In den Bildern 9 und 11 sind die für die innovative Kavitäten-Konfiguration geänderten und neu gefertigten Teile farblich hervorgehoben.

Die inneren Kavitäten des neuen Konzepts unterscheiden sich sowohl bei den Leitkränzen als auch bei den Laufschaufeln geometrisch deutlich vom Vorgängerdesign der konventionellen Kavitäten. Bei den Leitkränzen wurde die neue Form der Innen-deckbänder durch mechanisches Entfernen (Abfräsen) alten Kavitäten-Materials und anschließendem

Anlöten (Hochtemperaturlöten) von Ringsegmenten an die Schaufelstirnseiten realisiert. Bei den Laufschaufeln wurde im vorderen Nabenbereich durch ein an die Schaufel angegossenes Kunststoffteil eine leichte Erhöhung der Plattform und damit eine bessere Anpassung an den Verlauf des Ringraums hergestellt, siehe Bild 10.

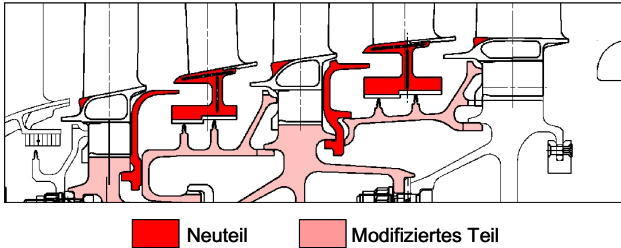


BILD 9: Neue und modifizierte Bauteile der inneren Kavitäten für Versuch 2



BILD 10: Modifikationen im Nabenbereich der Laufschaufeln

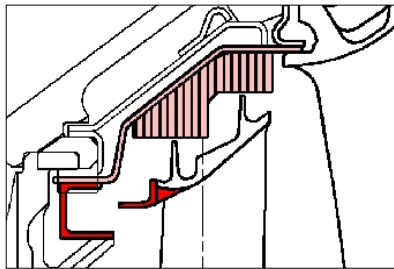


BILD 11: Neue und modifizierte Bauteile der äußeren Kavitäten für Versuch 2

Des Weiteren musste bei den ersten beiden Laufschaufeln im Nabenbereich an den Schaufelhinterkanten die Plattform deutlich verlängert werden. Da die Laufschaufeln bedingt durch die hier auftretenden Fliehkräfte stark beanspruchte Teile sind, war es aus strukturmechanischen Gründen nicht möglich, diese Plattformverlängerungen mit einem Fügeverfahren herzustellen. Daher wurde diese neue Geometrie der Laufschaufeln im Hinterkantenbereich mittels Zwischenringen, die in die zugehörigen Laufscheiben gepresst wurden, hergestellt, siehe Bild 9.

Wie in Bild 11 exemplarisch für eine Stufe gezeigt, wurden die äußeren Kavitäten in deutlich geringerem

Umfang als die inneren Kavitäten modifiziert. Im Wesentlichen wurden hier lediglich die Deckbänder der Laufschaufeln an den Schaufelvorderkanten verlängert und damit deren Kontur an den Verlauf des Ringraums angenähert. Die Leitkränze wurden an den Außenseiten überhaupt nicht verändert.

Diese Verlängerungen der Laufschaufeldeckbänder an den Schaufelvorderseiten wurden mit kleinen angelöteten Ringsegmenten hergestellt. Die Festigkeit dieser Lötverbindung war aufgrund des geringen Gewichts dieser Ringsegmente und der relativ niedrigen Drehzahl des Rigs nicht kritisch. Der Totraum zwischen Ringsegment und Schaufelprofil wurde anschließend zur Herstellung der neuen Deckbandkontur mit Kunststoff ausgegossen. In Bild 12 sind die beschriebenen Modifikationen der Laufschaufeldeckbänder an den fertigen Rotorschaukeln gezeigt. In einer Detaildarstellung ist eine dieser Modifikationen ohne und mit dem beschriebenen Kunststoffanstrich dargestellt.

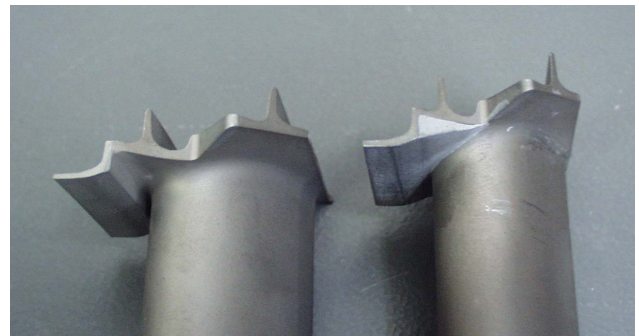


BILD 12: Modifikationen an den Laufschaufeldeckbändern

Zur Schaffung eines Freiraums im Bereich der verlängerten Deckbänder der Laufschaufeln wurden als letzte Maßnahme noch die Mantelringsektoren verändert, siehe Bild 11. Diese Mantelringsektoren wurden durch Entfernen von Material im Bereich der verlängerten Deckbänder modifiziert, anschließend wurden C-förmige Ringsegmente mit den Mantelringsektoren verschweißt.

5. ERGEBNISSE

In den Bildern 13 und 14 sind die statischen Druckverläufe auf den Profilen der Leitgitter der Stufen 1 und 2 für den Auslegungsbetriebspunkt bei Versuch 1 (Bezeichnung: B01) und Versuch 2 (Bezeichnung: B03) dargestellt.

Das Vane 1 (siehe Bild 13) war auf drei Kanalhöhen instrumentiert. Geringfügige, sichtbare Unterschiede zwischen den Ergebnissen aus Versuch 1 und Versuch 2 aufgrund der neuen Kavitäten sind aus Kontinuitätsgründen hier nur aufgrund des leicht erhöhten Durchsatzes in Versuch 2 (+0.25%) gegeben. Das Vane 2 war auf fünf Kanalhöhen instrumentiert, dargestellt sind in Bild 14 die an Nabe, in Kanalmitte und am Gehäuse gemessenen Verläufe.

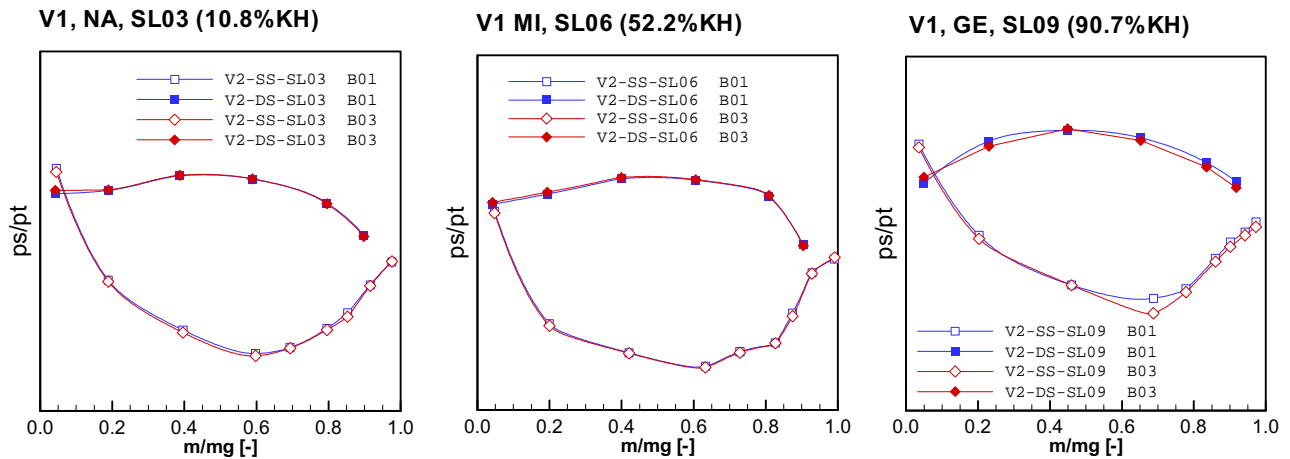


BILD 13: Profildruckverteilungen Vane 1

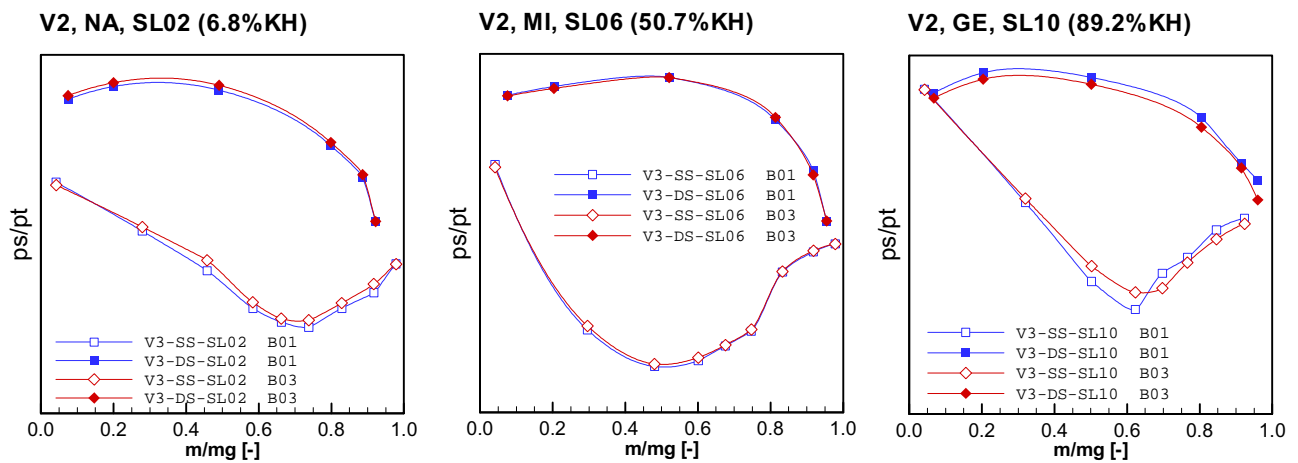


BILD 14: Profildruckverteilungen Vane 2

In der Kanalmitte sind wie zu erwarten, keine im Rahmen der Messgenauigkeit signifikanten Unterschiede zu erkennen. In den Bereichen, die durch die Kavitäten-Modifikationen beeinflusst sind, sind durchaus Unterschiede in den Druckverteilungen sichtbar.

In den Bildern 15 – 17 ist das wichtigste Ergebnis dieser Messungen, die Verbesserung des Wirkungsgrades durch die neuen Kavitäten-Geometrien zusammengefasst dargestellt.

Bild 15 zeigt die Wirkungsgraddifferenz zwischen Versuch 2 und Versuch 1 für das gemessene Kennfeld bei Auslegungsreynoldszahl ($Re_{V1}=340.000$).

Man erkennt hier gut die Verbesserung von etwa 0.75%-Punkten bei der 80%-Drehzahllinie und abfallend auf etwa 0.35%-Punkte (im Mittel) bei der 105%-Drehzahllinie. Gleichzeitig ist die Tendenz zu erkennen, dass bei höheren Drehzahlen und höheren Druckverhältnissen die Wirkungsgradverbesserung abnimmt. Für den Auslegungspunkt bei Drehzahllinie 100% und Druckverhältnis $PI=4.55$ werden 0.5%-Punkte Verbesserung erreicht.

Bild 16 zeigt die Wirkungsgradverbesserung von Versuch 1 zu Versuch 2, aufgetragen über der Reynoldszahl. Hier erkennt man für die 80%- und 100%-Drehzahllinie, dass bei einer Verdoppelung der Reynoldszahl (ausgehend von der Auslegungsreynoldszahl $Re_{V1}=340.000$) die Verbesserung nochmals um 0.1%-Punkte zunimmt, während bei einer Halbierung der Reynoldszahl die Verbesserung nur um etwa 0.05%-Punkte abnimmt (für die 100%- Drehzahllinie extrapoliert).

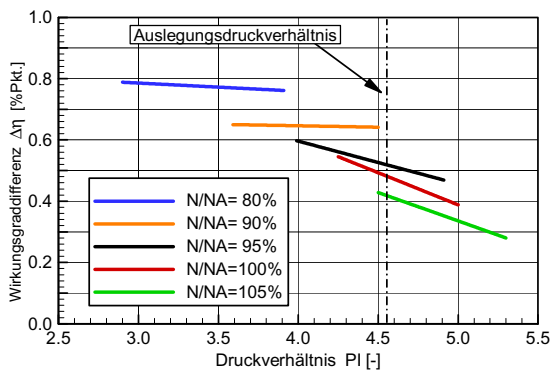


BILD 15: Wirkungsgradverbesserung bei Auslegungsreynoldszahl

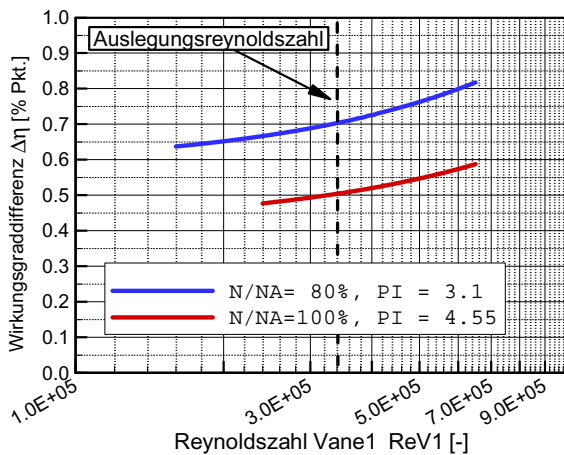


BILD 16: Wirkungsgradverbesserung in Abhängigkeit der Eintrittsgitter-Reynoldszahlen

In Bild 17 ist für den Auslegungspunkt (Drehzahllinie 100%, PI=4.55, ReV1=340.000) ein Vergleich der Analyserechnungen mit den Messungen für beide Versuche dargestellt. Hieraus erkennt man, dass die Verbesserungen sowohl an der Nabe, als auch im Gehäusebereich etwa 1%-Punkt betragen, während in Kanalmitte (etwa bei 65% Kanalhöhe) kein Unterschied zwischen Versuch 1 und Versuch 2 zu erkennen ist. Außerdem ist festzustellen, dass die Auswirkungen durch die Modifikationen an den Kavitäten an Nabe und Gehäuse bis zur Kanalmitte reichen. Im Mittel ergeben sich dadurch die bereits genannten 0.5%-Punkte.

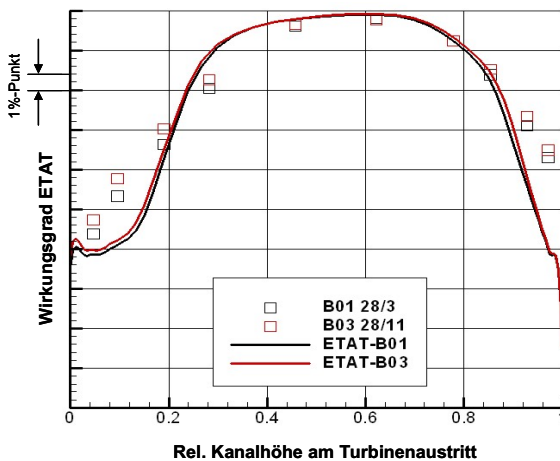


BILD 17: Radiale Verteilung des Wirkungsgrads, Vergleich Messung – Rechnung für beide Aufbauten

Es zeigt sich, dass auch die Rechnung eine Wirkungsgradverbesserung im seitenwandnahen Bereich vorhersagt. Diese wird allerdings unterschätzt. Dies kann sowohl an Ungenauigkeiten der numerischen Modellierung als auch an der stationären Berechnungsweise liegen. Durch die stationäre Strömungssimulation können instationäre, auf Ungleichförmigkeiten in Umfangsrichtung basierende Strömungsphänomene nicht ausreichend aufgelöst wer-

den. Da die Modifikationen der Plattformen auch diese Interaktionen reduzieren müssen, kann dieser damit verbundene Wirkungsgradeffekt von der stationären Simulation nicht erfasst werden.

Insgesamt lässt sich somit feststellen, dass das Ziel einer Wirkungsgradverbesserung durch neue Kavitäten-Geometrien bei Niederdruckturbinen voll und ganz erreicht wurde. Die gemessenen $(0.5 \pm 0.2)\%$ -Punkte liegen im Bereich dessen oder sogar darüber, was aufgrund analytischer Berechnungen erwartet wurde.

6. ZUSAMMENFASSUNG

Die bei Fluggasturbinen übliche Deckbandbauweise der Niederdruckturbinen ist in dieser Untersuchung einer Überprüfung unterzogen worden, inwieweit sich die im Interaktionsgebiet der Leckageströmung mit der Hauptströmung entstehenden Verluste reduzieren lassen.

Hierzu wurden durch eine CFD-basierte Vorstudie Varianten gesucht, die im Rahmen der konstruktiven Gegebenheiten einer echten Triebwerksanwendung eine Verbesserung des Verlustverhaltens boten. Hierzu musste zuerst die 3D-CFD Modellierung umfangreich erweitert werden, angefangen von der Netzgenerierung über den Solver bis hin zum Postprocessing. Mit Hilfe dieser Werkzeuge wurde eine Geometrieänderung der Kavitäten-Plattformen erarbeitet, die anschließend in einem original-großen Turbinenrig unter anwendungsnahen Bedingungen aerodynamisch vermessen wurde.

Die analysierten Daten aus dem Turbinenversuch zeigten ein signifikantes Verbesserungspotential auf, das hier realisiert werden konnte. Der erzielte Wirkungsgradgewinn überstieg sogar die aus den CFD-Untersuchungen erwartete Steigerung. Die in diesen Untersuchungen gewonnenen Erkenntnisse fließen direkt in aktuelle und zukünftige Triebwerksprojekte ein.

7. LITERATUR

- [1] Egli, A., 1935, "The Leakage of Steam through Labyrinth Seals", *Trans. of the ASME*, Vol. 57, pp 115-122
- [2a] Rhode, D.L., Johnson, J.W., Broussard, D.H., 1996, "Flow Visualization and Leakage Measurements of Stepped Labyrinth Seals; Part 1: Annular Groove", *ASME paper 96-GT-136*, IGTI congress, Birmingham, UK
- [2b] Rhode, D.L., Younger, J.S., Wernig, M.D., 1996, "Flow Visualization and Leakage Measurements of Stepped Labyrinth Seals; Part 2: Sloping Surfaces", *ASME paper 96-GT-137*, IGTI congress, Birmingham, UK

- [3] Takenaga, H., Matsuda, T., Yokota, H., 1998, "An Experimental Study on Labyrinth Seals for Steam Turbines", *Proceedings, 8th International Symposium on Flow Visualisation*, Sorrento, Italy
- [4] Millward, J.A., Edwards, M.F., 1994, "The Windage Heating of Air Passing through Labyrinth Seals", *ASME paper 94-GT-56*
- [5] Denton, J.D., Johnson, C.G., 1976, "An Experimental Study of the Tip Leakage Flow around Shrouded Turbine Blades", CEGB research report CEGB-R/M/N848
- [6] Pfau A., Schlienger, J., Kalfas, A.I., Abhari, R.S., 2003, "Unsteady Flow Interactions within the Inlet Cavity of a Turbine Rotor Tip Labyrinth Seal", *ASME paper GT2003-38128*
- [7] Schlienger J., Pfau A., Kalfas A.I., Abhari R.S., 2003, "Effects of Labyrinth Seal Variation on Multistage Axial Turbine Flow", *ASME paper GT2003-38128*
- [8] Peters, P., Breisig, V., Giboni, A., Lerner, Ch., Pfost, H., 2000, "The Influence of the Clearance of Shrouded Rotor Blades on the Development of the Flowfield and Losses in the Subsequent Stator", *ASME paper 2000-GT-478*
- [9] Giboni, A., Wolter, K., Menter, J.R., Pfost, H., 2003, "Experimental and Numerical Investigation into the Unsteady Interaction of Labyrinth Seal Leakage Flow and Main Flow in a 1.5 Stage Axial Turbine", *ASME paper GT2004-53024*
- [10] Anker, J.E., Mayer, J.F., 2002, "Simulation of the Interaction of Labyrinth Seal Leakage Flow and Main Flow in an Axial Turbine", *ASME paper GT-2002-30348*
- [11] Korschunov, B.A., Döhler, S.W., 1996, "Einfluß von Leckageströmungen an der Laufradspitze auf die aerodynamischen Charakteristiken des folgenden Leitgitters", *BWK Bd. 48*, pp. 49-55
- [12a] Hunter, S.D., Manwaring, S.R., 2000, "Endwall Cavity Flow Effects on Gaspath Aerodynamics in an Axial Flow Turbine: Part 1 – Experimental and Numerical Investigation", *ASME paper 2000-GT-651*
- [12b] Hunter, S.D., Manwaring, S.R., 2000, "Endwall Cavity Flow Effects on Gaspath Aerodynamics in an Axial Flow Turbine: Part 2 – Source Term Model Development", *ASME paper 2000-GT-513*
- [13] Traupel, W., 1966, "Thermische Strömungsmaschinen", Springer Verlag
- [14] Denton, J.D., 1993, "Loss Mechanisms in Turbomachines", *ASME paper 93-GT-435*
- [15] Wallis, A.M., Denton, J.D., Demargne, A.A.J., 2000, "The Control of Shroud Leakage Flows to Reduce Aerodynamic Losses in a Low Aspect Ratio, Shrouded Axial Flow Turbine", *ASME paper 2000-GT-475*
- [16] Gier, J., Stubert, B., Brouillet, B., de Vito, L., 2003, "Interaction of Shroud Leakage Flow and

Main Flow in a Three-Stage LP Turbine", *ASME paper GT2003-38025*

Anmerkung:

Teile der in diesem Bericht zugrundeliegenden Arbeiten wurden mit Mitteln des Bundesministeriums für Forschung und Technologie unter dem Förderkennzeichen 20T0003 gefördert. Die Verantwortung für den Inhalt dieser Veröffentlichung liegt bei den Autoren.