



ענף הנעה
המחלקה לאווירונאוטיקה
היחידה למו"פ-היחידה לתשתיות
מנהלת פיתוח אמל"ח ותשתיות
משרד הביטחון



המעבדה למנועי סילון וטורבינות גז
הפקולטה להנדסת אווירונאוטיקה וחלל
הטכניון, חיפה

<http://jet-engine-lab.technion.ac.il>



ענף הנעה
מחלקת מטוסים
להק ציוד
חיל האוויר

יום העיון השמיני במנועי סילון וטורבינות גז יום ה', ב' בכסלו תש"ע,

17:30 – 9:00 ,19/11/2009

8th Israeli Symposium on Jet Engines and Gas Turbines Faculty of Aerospace Engineering, Technion, Haifa

בחסות:

- המעבדה למנועי סילון וטורבינות גז,
הפקולטה להנדסת אווירונאוטיקה וחלל, הטכניון
- ענף הנעה, המחלקה לאווירונאוטיקה, היחידה למו"פ –
היחידה לתשתיות, מנהלת פיתוח אמל"ח ותשתיות,
משרד הביטחון
- ענף הנעה, מחלקת מטוסים, להק ציוד, חיל האוויר

אולם האודיטוריום (אולם 235),
הפקולטה להנדסת אווירונאוטיקה וחלל, הטכניון, חיפה.



ענף הנעה
המחלקה לאווירונאוטיקה
היחידה למו"פ-היחידה לתשתיות
מנהלת פיתוח אמל"ח ותשתיות
משרד הביטחון



המעבדה למנועי סילון וטורבינות גז,
הפקולטה להנדסת אווירונאוטיקה וחלל
הטכניון, חיפה

<http://jet-engine-lab.technion.ac.il>



ענף הנעה
מחלקת מטוסים
להק ציוד
חיל האוויר

יום העיון הישראלי השמיני במנועי סילון וטורבינות גז
יום ה', ב' בכסלו תש"ע, 19/11/2009 (9:00 – 17:00), אולם האודיטוריום (חדר 235),
בניין הפקולטה להנדסת אווירונאוטיקה וחלל, הטכניון, חיפה

8th Israeli Symposium on Jet Engines and Gas Turbines

Faculty of Aerospace Engineering, Technion, Haifa (19/11/2009)

CHAIRMAN: Professor Yeshayahu Levy*

PROGRAM

08:30 - 09:20 Registration (הרשמה)

12:45 - 14:15 Lunch and lab visit (ארוחת צהריים וסיור במעבדה)

09:20 - 9:40 Opening:

- Professor Omri Rand, Dean, Faculty of Aerospace Engineering, Technion.
- Ltc Oded Kalmanovitch, Chief Propulsion Branch, IAF.
- Ltc. Roni Gordana, Head, Propulsion Systems Branch, Aeronautical Division, MOD.

9:40 - 12:45 First Session (מושב ראשון)

Session Chairman: Dr. Amiel Herszage, Israel Electric Company, Israel.

1. Mr. James Fellenstein, P.&W., "A Review of the F100-PW-220/E/229 Engine Life Management Plan and Part Lifing Programs".
2. Mr. Mike Epstein, G.E. Aviation., "Alternative Fuels".

11:00-11:15 Break and refreshments (הפסקה וכיבוד קל)

3. Boris Glezer, Optimized Turbine Solutions, San Diego, USA, "Turbine Cooling and Transient Tip Clearance Control: Development Experience".
4. Emanuel Liban, EDMATECH, "Factors and Trends in Jet Engine Components Design".
5. Roman Shapiro, Israel Air Force, "Precise Modeling of Design Model Point Performance for a UAV Turboprop Engine Under Constraints of Gasturb Software".

14:15 - 17:00 Second Session (מושב שני)

Session Chairman: Valery Sherbaum, Technion.

6. Arie Meitav, ETV Motors, "A Novel Microturbine-Based Powertrain for Hybrid Electric Vehicles".

7. Valery Sherbaum, Vlademer Erenburg, Vitali Ovcharenko, Leon Rosentsvit, Yeshayahu Levy, Technion, Boris Chudnovsky, Amiel Herszage, Alex Talanker, Israel Electric Company, "Increasing Operational Stability In Low NO_x Gt Combustors By Radicals Injection".

8. Zvi Goralik, Bet Shemesh Engine, "Improvements in the Performance of a Centrifugal Compressor Curved Diffuser".

15:30- 15:45 Break and refreshments (הפסקה וכיבוד קל)

9. David Lior and Ilya Leschinsky, Becker Turbo Systems Engineering LTD., "Investigation of the Critical Rotation Speed of a Rotor on Non-Linear Support".

10. Goldbaum Mark, Technion, "Design and Analysis of an Axial Turbine for a Small Jet Engine".

11. Ella Berlowitz, Rafael, "Effect of Reynolds Number on the Performance of a Small Centrifugal Compressor".

17:00 – 17:05 Closure (דברי סיכום)

* Professor Yeshayahu Levy
Head, Turbo & Jet Engine Laboratory,
(Fax +972-4-8121604 Tel +972-4-8293807
mail: levyy@aerodyne.technion.ac.il

Lecture #1

A review of the F100-PW-220/E/229 Engine Life Management Plan and Part Lifting Programs

Mr. James Fellenstein

F100, TF33, J52 Engineering Manager
United Technologies / Pratt & Whitney
East Hartford, CT USA

james.fellenstein@pw.utc.com

An Engine Life Management Plan (ELMP) defines the action plans to achieve system safety, reliability, supportability, availability, and affordability goals for an aging fleet. As a fleet ages and operates beyond its original design life, an ELMP is critical to extending the inherent or constant rate phase and delaying the wear out modes described in a standard hazard function or “Bathtub Curve”. This paper provides an overview of the activities to achieve ELMP objectives for F100-PW-220/E and F100-PW-229 engines and highlights three critical programs to extend operational usage of life limited parts. The programs include: the Engine Rotor Life Extension Program (ERLE); F100-PW-229 Engine Enhancement Package (EEP); and Prognostics and Health Management (PHM). The objective of the ERLE program is to extend the F100-PW-220/E/229 parts originally designed for two intervals to a third interval. The F100-PW-229 EEP program extends the current interval from 4300 to 6000 total accumulated cycles. Finally, the Usage Based Lifting (UBL) component of the PHM program evolves part lifting from a fixed damage based on a defined mission profile to an accumulated damage based on actual usage.

Lecture #2

Alternative Fuels

Michael Epstein
Consulting Engineer
Leader, Alternative Fuels
GE Aviation

As oil prices rise, fuel cost has become an increasingly disproportionate contributor to both military and commercial operating cost. The problem is further exacerbated for the military by delivery requirements and the uncertainty of uninterrupted production. These issues have brought into sharp focus both fuel efficiency and alternative fuel production technologies. In 2008, the Defense Science Board noted "...operations suffer from unnecessarily high and growing battlespace fuel demand which degrades capability, increases force balance problems, exposes support operations to greater risk than necessary, and increases life cycle operations and support costs."

The US Department of Defense working through the Air Force, the Navy, and DARPA have several on-going programs to address reduced consumption and assured supply. This presentation will highlight the spectrum of GE's activities and programs in both areas. Several technologies which improve efficiency will be reviewed including advanced materials, 3D aerodynamics, and on-board energy management. Relative to fuels, diversity of supply has generally been recognized as a logical, strategic direction in both the defense and commercial sectors. GE and industry initiatives to produce and qualify a range of renewable and non-renewable processes and feedstocks will be highlighted and assessed.

Lecture #3

Turbine Cooling and Transient Tip Clearance Control: Analysis and Experiment

Boris Glezer, PhD, Optimized Turbine Solutions, San Diego, USA
bglezer@san.rr.com

The aim of this lecture is to address two separate but closely related topics: turbine hot section cooling and blade tip clearance control. It shows that both of these items present the most powerful means for enhancement of gas turbine performance and durability, especially for smaller size engines.

Various cooling techniques for turbine hot section components – nozzles, blades, disks, combustor liners and other stationary components are reviewed illustrating their comparative cooling effectiveness and multidisciplinary challenges limiting their application.

Presentation underlines different design requirements for airborne and ground based engine applications and their effect on engine design philosophy. Considering blade tip clearances and associated performance losses emphasis is put on relative rotor- to-stator displacements through various transient modes of operation. A few innovative techniques for tip clearance control and improvement are discussed.

Application examples of modern analytical methods are presented pointing on the sources of uncertainty and requirements for experimental validation for main turbine components. Examples of test facilities, modern experimental methods and techniques for validation of numerically predicted temperatures and cooling effectiveness of tested turbine components are presented. Challenges of numerical predictions of transient blade tip clearances are addressed with review of a number transient clearance measurement techniques and examples of their comparison with analytical predictions.

.

Lecture #4

Factors and Trends in Jet Engine Components Design

שיקולים ומגמות בתכנון רכיבי מנוע סילון.

Emanuel Liban, EDMATECH

edmatech@netvision.net.il

- 1.0 הרכיבים של מנוע סילון חייבים לעמוד ברשימה ארוכה של דרישות:
 - תנאי עבודה.
 - ביצועים אווירודינמיים.
 - אורך חיים (זחילה, עייפות, שחיקה, קורוזיה).
 - מימדים.
 - חוזק (מאמצים רדיאליים, תרמיים, רעידות, כוחות "9" וכ"ו)
 - אמינות גבוהה.
 - מחיר ועלות לאורך החיים בפעולה (LCC).
- 2.0 בתכנון הרכיבים השונים יש להתחשב בכל הגורמים הנ"ל לאילוצים של ההתקנה בכלי הטיס ושיקולים מערכתיים.
- 3.0 למרות הדמיון הטכנולוגי וההנדסי הדרישות ואילוצים למנוע לתעופה אזרחית הם שונים ממנועים למטרות צבאיות.
- 4.0 בהרצאה נסקור מספר רכיבים עיקריים במנוע ונציג את השיקולים אשר צריך להתחשב בהם ע"מ לבחור בפתרון אופטימאלי.
- 5.0 בין השאר נדון בנושאים הבאים:
 - בחירת סוג מדחס.
 - תא שריפה.
 - מיסוב וסיכה.
 - מיקום והנעת אביזרים.
 - ייצור חשמל.
 - בעיית "מימדים קטנים" של רכיבים במנועים קטנים בעלי יחס דחיסה גבוה.

Lecture #5

Precise Modeling Of Design Model Point Performance For A UAV Turboprop Engine Under Constraints Of Gasturb Software

Capt. Roman Shapiro
Israel Air Force
Roman.sh.78@gmail.com

In the first step of building a simulation using the GasTurb software, the steady state operating point should be modelled. This point serves as a reference point for further potential off-design simulations. That is why one should put emphasis on a precise modelling of the reference point.

In the frame a feasibility study for evaluation the benefit of adding a heat exchanger to an existing certified PWC PT6-67A turboprop engine, there was a need for a precise model for the steady state operating point. The basic methodology steps are selection of appropriate engine template from the software, and performing the template fine tuning so that the simulation results will match the actual engine's performance.

For example, using the GasTurb software, there is no option to insert a model for a heat exchanger unit in the specific case of twin spool turboprop engine. However, it was required for further analysis. The only way to overcome this constraint is to use another template of an Intercooled Recuperated Turboshift for ground purposes as an appropriate substitute.

A second constraint exists within the software representation of the secondary air system from the modelled engine. There is incompatibility between the software's and the actual PT6 turbine cooling mechanism.

Under these two main constraints the design point of PWC PT6-67A was modelled using 10 control variables for the software conversion process. Simulation results show good agreement with the engine steady state deck program while the level of error achieved was less than 10^{-5} for each one of the control variables.

Lecture #6

A Novel Microturbine-Based Powertrain For Hybrid Electric Vehicles

Dr. Arie Meitav
CTO, ETV Motors
www.etvmotors.com
am@etvmotors.com

The soaring and unstable prices of oil and growing concerns about global warming impose a serious demand for efficient and clean automotive transportation technology.

ETV Motors (Herzliya, Israel) is engaged in developing and implementing a novel powertrain for hybrid electric vehicles (H-EV) addressing these critical challenges.

The company's Electric Power Propulsion Platform (EP3) technology is architected from its very basics to address the special needs of H-EVs. EP3 is based on a novel microturbine generator (TGU) driving a high speed 45kW generator.

The TGU is run at nominal speed of 80K rpm and incorporates an advanced recuperator with an RQL (Rich, Quench, Lean) combustor. This enables high efficiency of fuel utilization, flexible fuelling and ultra low emissions meeting the Euro-5 standard with no need for after-treatment. The total weight of the 45kW TGU is about 120kg.

Advanced ceramic regenerator technology and ceramic turbine in the next generation TGU now in development at ETV Motors enable the system to achieve >42% thermal efficiency while operating at 1,350°C.

The presentation outlines the TGU's design and performance while referring to the principal considerations leading to its specific design. The presentation refers also to the distinctive underlying technology as well as the marketing challenges required to successfully compete with, and overtake, internal combustion and diesel engine technology.

Lecture #7

Increasing Operational Stability In Low NO_x GT Combustors By Radicals Injection.

Y. Levy, A. Gany, Y. Goldman, V. Erenburg, V. Sherbaum, V. Ovcharenko,
L. Rosentsvit

Faculty of Aerospace Engineering, Technion, Israel Institute of Technology

B. Chudnovsky, A. Herszage, A. Talanker,
Israel Electric Company

valerys@techunix.technion.ac.il

The need for NO_x reduction in GT stimulates research for new combustion methods. Lean combustion is a combustion under low equivalence ratio and at lower temperatures. It has the potential to lower the effect of the relatively high activation energy nitrogen-oxygen reactions that is responsible for NO_x formation during combustion processes. At the same time, lowering temperature reduces the reaction rate of the hydrocarbon-oxygen reactions that is responsible for the heat release. The objective of the present study is to investigate the possibility to enhance the combustion stability limit for lean premixed operation mode by injection of radicals.

A premixed gaseous combustor was equipped with a surrounding concentric pilot flame operating under rich conditions, thus generating significant amount reactive radicals. A separate controllable gas line and an electrical spark were optionally used for operating the pilot flame. The main combustor's mixture composition was varied from stoichiometric to lean mixtures. The pilot's mixture composition varied by changing the air and oxygen content for the same gas flow rate. The pilot gas flow rate was always lower than five percents of the total gas supply at the specific stage of the experiments. The flame temperature was measured by Pt/PtRh type thermocouples. Tests showed that it is possible to decrease lower limit of equivalence ratio for stable combustion.

Simulation results by CFD enabled to build CHEMKIN model. CHEMKIN simulations for atmospheric pressure showed a satisfactory agreement with experimental results. It gave a basis for use the same model for CHEMKIN simulation of the combustor which had parameters close to combustor of DLN turbine by GE. It was obtained that use of pilot combustor with combustion of rich mixture can reduce lower limit of stable combustion and decrease NO_x.

Lecture #8

Improvements in the Performance of a Centrifugal Compressor Curved Diffuser

Zvi Goralik, Bet Shemesh Engine,
zvig@bsel.co.il

שיפור ביצועיו של דיפיוזר קשתי עבור מדחס צנטריפוגלי.

מאת: צבי גורליק

מו"פ והנדסה מנועי בית שמש
היתרון העיקרי של מדחס צנטריפוגלי ביחס למדחס צירי הוא היכולת להשיג בדרגה אחת יחס דחיסה גבוה יותר. הדבר מתאפשר ע"י הזרמת אויר בכיוון רדיאלי בשדה כוחות אינרציה צנטריפוגליים המאפשר להשקיע בדרגה אחת הוספת אנתלפיה גדולה מאוד באוויר. החיסרון הנובע מעקרון הפעולה הזה הוא הקוטר הגדול שנדרש מהמדחס הצנטריפוגלי. אחד הגורמים לכך במדחס צנטריפוגלי קונבנציונאלי הוא דיפוזיה של הזרימה בכיוון רדיאלי (עם או בלי להבי סטטור) המגדילה את החתך לזרימה על מנת להקטין את מהירותה ולצמצם את הפסדי הלחץ בעת הסיבוב שלה ב 90° במעבר זרימה רדיאלית לזרימה צירית, לפני דרגת הלהבים המיישרת.

אחד הפתרונות שהוצעו, יוצרו ונוסו בעבר ע"י חברת טורבומקה הוא דיפיוזר קשתי. בדיפיוזר קשתי מדלגים על שלב הדיפוזיה הרדיאלית ומבצעים את המעבר לזרימה צירית ע"י סיבוב בברך עם רדיוס גדול יחסית מיד לאחר היציאה מרוטור המדחס תוך כדי יישור הזרימה והקטנה רכיבה הטנגנציאלי.

העבודה המוצגת עסקה בבדיקה חישובית עיונית של דיפיוזר קשתי המשמש במנוע המיוצר במב"ש.

במדחס קונבנציונלי עם אותם נתונים (סל"ד, יחס דחיסה וספיקת אויר) ואותה טכנולוגית תכן צפויה נצילות של 78-79%. במדחס שנבחן נמדדה נצילות של 72-73%. תוצאה זו אושרה בחישוב CFD.

נבחנו מספר רעיונות על מנת לצמצם הפער הזה כמו שינוי זווית התקפה בכניסה ללהבי הדיפיוזר הקשתי, שיפור תעול הזרימה הן במעבר בין שתי להבים והן במישור מרידיאלי, ללא הצלחה יתרה.

בסופו של דבר נמצא פיתרון ע"י בדיקה ויזואלית של תמונת הזרימה, זיהוי אזורי ניתוק זרימה ושינויים גיאומטריים "העוקפים" את אזור ניתוק הזרימה העיקרי שנמצא בין הדיפיוזר הקשתי לדרגה המיישרת. הפסדי הלחץ הטוטלי בדיפיוזר הקיים (18%) כוללים בדיפיוזר הקשתי 12% ובדרגה המיישרת 6%.

הם צומצמו ל 15% בדיפיוזר כולו.

נצילות הדחיסה הכוללת של המדחס צפויה לגדול מ 72.5% ל- 75%, כתוצאה מהשינוי הנ"ל.

Lecture #9

Investigation Of The Critical Rotation Speed Of A Rotor On Non-Linear Support

D.Lior, I.Leschinsky
Becker Turbo Systems Engineering LTd.
dlior@netvision.net.il

When the critical rotational speed of a flexible rotor lies within the working rotational speed margins, crossing it becomes a major problem for the flexible rotor's operation. The large amplitudes of the rotor vibrations and the reactions in the supports can cause disruptions in the normal operation of the rotor. For example, the blades of the turbine or the compressor might come into contact with the stator, the labyrinth serrations might touch the walls, or damage can be caused to the bearings.

Various methods are used in order to suppress such phenomena. For example, a hydraulic damper can be installed, or elastic devices limiting the amplitudes can be used, etc.

One of the simplest solutions to the problem described above is the usage of Allison dampers: an elastic ring fitted on the external ring of each bearing.

Allison dampers are compact and do not require major modifications to the machine design. An Allison damper consists of a ring with alternating external and internal protuberances. More than one Allison damper can be used if a smooth metal ring is fitted between them.

In this work, we investigated a rotor installed on bearings equipped with one Allison damper each.

The bearings and the dampers form together non-linear supports. The rigidity of these non-linear supports depends on the amplitude of the rotor vibrations. The greater the amplitude, the greater the rigidity of the supports becomes.

This works, shows that non-linear supports reduce the amplitude of the rotor vibrations and make it possible to traverse the resonance states with a dynamic coefficient of $2 - 3$.

Lecture #10

Design and Analysis of an Axial Turbine for a Small Jet Engine

Goldbaum Mark & Amiram Leitner

Technion,

goldbaum@rafael.co.il

The main purposes of this work were to gain knowledge ability to design high performance axial turbines, to achieve a better understanding of the existing turbine behaviour and to build a one-dimensional (Mean Line) and three-dimensional (CFD) models of this turbine.

The work consisted of aerodynamic design and calculated analysis of a high performance, single stage axial turbine for a miniature jet engine. The work was performed using advanced commercial software package and consisted of both one dimensional (Mean Line) and three-dimensional (CFD) calculations. Also, an extensive literature survey was performed with the aim of learning and concentrating the theoretical knowledge needed to perform axial turbine design.

The work describe the necessary understanding of topics of the basic principals and terminology, non dimensional parameters and their use, preliminary stress assessments, failure mechanisms, one dimensional loss modelling, airfoil design, and 2D and 3D flow calculation. Also, a description of the iterative aerodynamic design process of an axial turbine and the tools and considerations is described .

One Dimensional (Mean Line) and CFD Calculations where performed for two turbine configurations.

Some results of the one dimensional (Mean Line) and CFD calculations where compared to the available experimental data and to each other. The CFD model was used to examine the flow filed of the turbine. The Mean Line model was used to perform off design turbine performance calculations and build the turbine map. In addition, the Mean Line model was used to examine several options for turbine optimization.

Lecture #11

Effect of Reynolds Number on the Performance of a Small Centrifugal Compressor.

Ella Berlowitz, Rafael,
ellab@rafael.co.il

השפעת אפקט ריינולדס על ביצועים של מדחס צנטריפוגלי קטן אלה ברלוביץ, רפא"ל

בעבודה זו נחקרו הביצועים של מדחס צנטריפוגלי קטן. בחינת הפרמטרים המשפיעים על ביצועי המדחס נעשתה ע"י פענוח סדרת ניסויים שבוצעה במתקן תא גובה בתנאי מאך וגובה שונים. בשלב הראשון תוצאות הניסויים עברו עיבוד נתונים על מנת לסנן את הרעשים במערכת המדידה ואת התופעות הדינמיות בתא גובה. בשלב השני נבחנה ההשפעה של מספר ריינולדס על ביצועי המדחס. עלייה בגובה גורמת לירידה בלחץ ובטמפרטורת הסביבה ולכן לירידה בצפיפות האוויר וכתוצאה מכך ירידה במספר ריינולדס. התופעה הקרויה "אפקט ריינולדס" ב turbomachinery מתייחסת לירידה בביצועים של האלמנט עקב הירידה במספר ריינולדס. הירידה בביצועים נובעת מהפסדי אנרגיה זמינה במערכת או במילים אחרות מהפסדי לחץ טוטלי. הפסדים אלו באים לידי ביטוי בחיכוך וביצירת שכבות גבול שמפריעות לזרימה הראשית. במחקרים רבים נמצא כי השינוי בנצילות המדחס פרופורציוני למספר ריינולדס בחזקת 0.2~. ישנה חשיבות רבה לחקירת ביצועי מדחס בתנאי טיסה שונים ובייחוד להתייחסות ל" אפקט ריינולדס" מפני שהירידה בנצילות המדחס משמעותה ירידה בביצועי הפלטפורמה אותו הוא משמש.

תוצאות עבודה זו מראות כי:

- "אפקט ריינולדס" גורם לירידה משמעותית בביצועי המדחס (2-3%)
- תוצאות הניסויים של מחקר זה עולות בקנה אחד עם עבודות אחרות בתחום זה
- חשיבות "אפקט ריינולדס" לתכנן משימה עבור כלים מוטסים גדלה עם הירידה במימדי המדחס.