יום העיון הרביעי
במנועי סילון וטורבינות גז

בחסות:

המעבדה למנועי סילון וטורבינות גז,

הפקולטה להנדסת אוירונוטיקה וחלל,

הטכניון

ענף הנעה, המחלקה לאוירונוטיקה, היחידה

למו"פ - היחידה לתשתיות, מנהלת פיתוח

אמל"ח ותשתיות, משרד הביטחון

יום ה', י"ג בחשוון תשס"ה, 28/10/2004,
9:00 – 17:30, אולם האודיטוריום (אולם 235), הפקולטה
להנדסת אוירונוטיקה וחלל, הטכניון

יום העיון הרביעי
במנועי סילון וטורבינות גז

הפעילות בתחומי ההנדסה הנוגעים להנעה סילונית מתרחבת בשנים האחרונות בצורה משמעותית. פרויקטים חדשים במימון משרד הביטחון ותגבור יצור החשמל בעזרת טורבינות גז ע"י חברת החשמל מהווים כח מניע לפתוחים ופרויקטים רבים בנושא. כל זאת בנוסף לפעילות הרגילה של יצור סדרתי של מנועים, חלקי חילוף שונים, תחזוקה ועוד. מספר רב של גופים עוסקים בארץ באופן פעיל ושוטף בתחום זה ובהם מפא"ת, ח"א, חיל הים, אל-על, תע"א, מנועי בית שמש, רפא"ל, תע"ש, אורמת, חברת החשמל, RSL, בקר הנדסה, הטכניון ועוד.

שיפורים הנדסיים וחידושים טכנולוגיים של השנים האחרונות ופרוייקטים חדשים המתנהלים בארץ מצדיקים את המשך קיומם של מפגשים מקצועיים המיועדים להפריה הדדית, החלפת מידע ומהווים קרקע נוחה לעידוד שיתופי פעולה.

בשלושת ימי העיון הראשונים שהתקיימו באוקטובר 2001, 2002 ובנובמבר 2003, התכנסו ונפגשו כל פעם כמאה מהנדסים ומדענים מתחום ההנעה, הוצגו עבודות מהתעשיות השונות, ממשהב"ט ומהאקדמיה ולהערכת רוב המשתתפים, ימי העיון הוגדרו כמוצלחים והסתיימו עם טעם של עוד...

יום העיון הרביעי יכלול הרצאות מבוא, הצגות קצרות על הפעילויות השונות במפעלים, במכונים ובאוניברסיטאות בארץ, דיון פתוח ולמעוניינים סיור במעבדה למנועי סילון. כמו כן זו תהיה הזדמנות טובה למפגשים מקצועיים ולהחלפת דעות.

בברכת הצלחה ליום העיון.

פרופסור חבר ישעיהו לוי, יו"ר יום העיון

פרופסור חבר ישעיהו לוי, ראש המעבדה למנועי סילון וטורבינות,
הפקולטה להנדסת אוירונוטיקה וחלל, קריית הטכניון, חיפה 32000

Tel. 04-8293807 Fax 04-8121604
e-mail: levyy@aerodyne.technion.ac.il http://www.jet-engine-lab.com

סדר היום:

08:30 -09:30 הרשמה

09:30 -09:55 דברי פתיחה:

פרופ' דן גבעולי/ דיקן הפקולטה

רס"ן רוני גורדנה / משהב"ט

פרופ"ח ישעיהו לוי/ יו"ר יום העיון

09:55 -12:20 **מושב ראשון- יו"ר: מר יעקב מעיין/**
מנועי בית שמש

1. **דר' רמי שלף/** אטם הנדסה/
מיסבים הידרודינמיים משולבים
ליישומים מהירים בטורבינות גז

2. **פרופ"ח ישעיהו לוי** / הפקולטה
להנדסת אוויר' וחלל, הטכניון/
אי יציבות בעירה במנועי סילון
וטורבינות גז בעלי פליטת NOx
נמוכה

3. **מר יוסף סיני וגב' מיה עמנואל/**
אורמת תעשיות/
שיפורים בטורבינות אדים באמצעות
תוכנת CFD

11:00-11:10 **הפסקה + כיבוד קל (10 דק')**

4. **מר אלברט לוי** /מנועי בית שמש /
מדידת הנצילות של הטורבינה החדשה של
מנוע שורק

5. **מר מאיר פורת/** טי. או. איי – טכנולוגיות
לייזר בע"מ/
מיקרו עיבוד בלייזר ברכיבים למנועי
סילון

6. **מר עמרי פדהצור** / חיל הים/
מערכת סינון אויר לטורבינת גז LM2500
הפועלת עם זרימת אויר מהירה

7. **מר יובל אפרתי** /ח"א/
ניתוח ובחינה של תהליכי שטיפת מדחסי
מנועים במסוקים

12:25-14:25 **ארוחת צהריים**

14:25-16:45 **מושב שני - יו"ר: דר' עמירם לייטנר/**
רפא"ל

8. **מר יצחק גרינברג/** רפא"ל-מנו"ר/
תא ניסוי לדימוי תנאי גובה למנועי סילון
ובוכנה

9. **מר יוסף מעיין/** R-JET Engineering/
רשתות חשמל מבוזרות מבוססות
טורבינות גז

10. **דר' מיכאל ליכטצינדר/** הפקולטה
להנדסת אוויר' וחלל, הטכניון/
מודל הפוך של מנוע סילון להערכת
ביצועים ותקלות

15:20-15:30 **הפסקה + כיבוד קל. (10 דק')**

11. **מר ישראל ג'יאן/** תע"א /
שיטה מקורית ויישימה לכל סוגי
מנועי הסילון במטרה לאתר ולפתור
תקלות EGT גבוהות

12. **מר חיים כהן** / AD&D/
מערכת לגילוי, בידוד ושיפוי כשלי
מדידי מנוע סילוני באמצעות רשתות
עצביות

13. **מר חיים רום** / ניוטון טכנולוגיות
הנעה/
מערכות מנוע טורבינת גז חדשני

14. **פרופ' דוד ליאור ומר רפאל
פריאמפולסקי/**
בקר מערכות הנדסה/
תכן טורבינה ללא סטטור כניסה

15. **מר עמנואל ליבן** / עדמטק/
בעיות נבחרות בתכן של מנועי סילון
קטנים וזעירים

17:00-17:20 **דיון ודברי סיכום**

הרצאה מס' 1

מיסבים הידרודינמיים משולבים ליישומים מהירים בטורבינות גז

דר' רמי שלף,

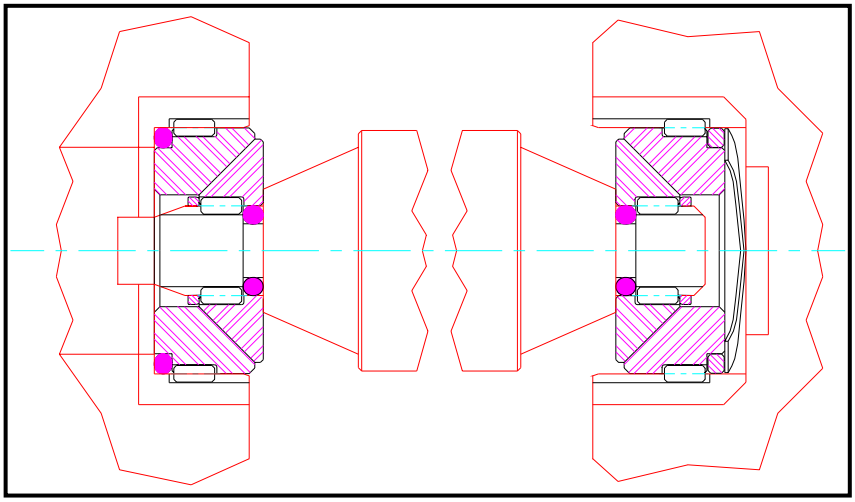
אטם הנדסה ש.א. בע"מ

ת.ד. 442 עכו 24103, ישראל

טל: 9810251-04, פקס: 9817754-04

www.ettem.com

מיסבים מסורתיים בטורבינות גז ומנועי סילון הינם מיסבי גלילה ולא מיסבי החלקה.
הסיבה העיקרית למסורת זו נובעת מ"סלחנותם" ההיסטורית היחסית של מיסבי גלילה לתנאי שימון גבוליים לעומת רגישותם הגבוהה בהרבה של מיסבי החלקה לסיכה לא נאותה.
עם זאת, במקביל ובעקבות תהליך ההתפתחות הנמשך של מיסבי החלקה למיניהם – הידרוסטיים והידרודינמיים, מופעלי נוזלים או גז, קשיחים וגמישים, חדרו מיסבים אלה לשימושים בציוד סובב אווירי מהיר ונמצאים בתהליכי השתלבות במנועים.
בהעדר מקור סיכה נוזלי למיסבים מהירים ומועמסים, ולהוציא מיסבים מגנטיים, החלופה האפשרית היחידה היא שימוש במיסבי גז. בהיעדר מקור לחץ זמין ובנוכחות מהירות גבוהה, המיסב המתבקש הינו מיסב גז הידרודינמי.
מיסבי גז הידרודינמיים לציוד סובב קיימים בתצורות ציריות ורדיאליות. מיסב גז צירי מתאפיין במצחי החלקה שטוחים עם תצורות גיאומטריות שונות של מרווחים מתכנסים. מיסבים אלה מקובלים בשימוש בתצורה קשיחה, ובמידות גדולות, בתצורה גמישה – Flexibly Mounted Pad Bearing או חצי גמישה – Pivot Pad Bearing. מיסב גז רדיאלי הוא עיגולי ובעל מאפיינים של גמישות רדיאלית. גמישות זו חיונית לפיצוי על מנגנוני התפשטות תרמית וסיבולות ייצור. מחמת מרווחי הפעולה המיקרוניים, מיסבי גז רדיאליים חייבים להיות גמישים.
ב**אטם הנדסה** התקבלה בקשה להצעה למיסבי גז הידרודינמיים מהירים ומועמסים צירית ורדיאלית. מפאת המידות הקטנות והמהירות הגבוהה, הוצעו מיסבים קשיחים קוניים הידרודינמיים עם חריצים רדיאליים או לולייניים. מיסבים קוניים מועמסים צירית הינם מיסבים משולבים (ציריים/רדיאליים) המפצים באופן טבעי על מנגנוני התפשטות תרמיים וסיבולות ייצור. העמסה צירית מתורגמת למנגנון מיסוב רדיאלי.



צמד מיסבים משולבים בתצורת גב- אל- גב.

הרצאה מס' 2

אי יציבות בעירה במנועי סילון וטורבינות גז בעלי פליטת NOx נמוכה

פרופ"ח ישעיהו לוי,

הפקולטה להנדסת אוירונוטיקה וחלל, טכניון

www.jet-engine-lab.com

תופעת אי יציבות הבעירה במנועי סילון ידועה מזמן. "Rumbel" (תנודות לחץ בתדר נמוך) ו "Screech " (תנודות לחץ בתדר גבוה) היו משויכות בדרך כלל לפעולה לא תקינה של מבער אחורי במנוע סילון. בשנים האחרונות תופעת אי יציבות הבעירה קיבלה ממדים שליליים משמעותיים גם לגבי תא השריפה הראשי במנועי סילון בכלל וטורבינות גז בפרט.

הדרישה להקטנת פליטת הגז המזהם NOx הוליכה לחיפוש טכניקות להורדת הטמפרטורה בתוך תא השריפה הראשי. פעולה של תא השריפה, כאשר הטמפרטורה באזור "הראשוני" נמוכה משמעותית מטמפרטורת "הלהבה האדיאבטית" (כ 2600K), עלולות לגרום להיווצרות תנודות של לחץ משמעותיות.

המכניזם להיווצרות תנודות הלחץ אינו ידוע בודאות וההנחה המקובלת היא שהמקור לתנודות הינו צימוד בין גלים אקוסטיים בתוך תא השריפה למערכת אספקת הדלק. בשיטות התכנון הנוכחיות לתאי שריפה עם פליטה נמוכה של מזהמים (Dry Low NOx Combustors) לא נראת באופק האפשרות למנוע את הווצרות תנודות הלחץ. תכנונים עתידיים שונים, לבעירה יציבה בטמפרטורה נמוכה, המבוססים על משטרי בעירה חדשים כנראה אפשריים (למשל שיטת FLOXCOM המפותחת בטכניון) אך דורשים עוד זמן משמעותי לפתוח.

בטכניון נעשה מאמץ מחקרי לפתח שיטה המיועדת לצמצם תנודות לחץ במערכות שריפה לא יציבות הפועלות בדלק נוזלי. השיטה מבוססת על התאוריה של ריילי הקובעת שהנחתת אי היציבות אפשרית ע"י הזרקת דלק (שחרור החום מקומי) אם הוא מבוצע בהפרש פאזה (מוחלט) של יותר מ 90 מעלות (בקירוב) בינו לבין תנודות הלחץ. במקביל, הוכח שיעילות ההנחתה של מערכת לבקרת תנודות לחץ, בעזרת מרסס בקרה, עלולה להיות נמוכה. הפגיעה ביעילות ההנחתה מתרחשת בעיקר עקב נוכחות אזורים דיסקרטיים בהם תהליך הבעירה של דלק הבקרה מגביר (במקום להנחית) את אי היציבות, וזאת עקב הפרש פאזה (מוחלט) בין שחרור החום המקומי לבין תנודות הלחץ הנמוך מ-90 מעלות .

עבודת המחקר התמקדה בתכן חדשני של מרסס, "מרסס תוסס", (effervescent atomizer) המגיב לתנודות הלחץ בתא השריפה וקוצב את הדלק בתדר זהה לתנודות הלחץ ובזוית מופע הניתנת לבקרה. בצורה כזאת ניתן להכתיב זוית הגדולה מ 900 וע"י כך להנחית את האמפליטודה של התנודות.

תכנון נכון של מערכת אספקת הדלק יזין את תא השריפה משתי מקורות; מסידרה של מרססי דלק קונבנציונליים אשר יספקו את מרבית הדלק בצורה רגילה וממרסס בקרה אחד (או יותר) המתוכנן ע"פ השיטה החדשה. מרסס זה יפעל בד"כ בצורה רציפה וקבועה. ברגע שיתעוררו תנודות לחץ, מסיבה כלשהיא, יגיב מרסס הבקרה באפנון קצב אספקת הדלק ויפעל להנחתת התנודות.

הרצאה מס' 3

CFD Applications for Vapor Turbines Improvements

Joseph Sinai & Maya Emanuel,

ORMAT Systems, Ltd

P.O.B 68, Yavne 81100, Israel

ORMAT is using CFD techniques for improvements of its Organic Energy Conversion power plants, which use geothermal fluid or waste heat to warm Rankin cycle power units .

This paper presents some improvements obtained or confirmed by CFD for vapor turbines – in the flow within the turbine airfoils, in the high pressure casing and in the turbine exit.

The turbines are low temperature, moderate pressure, organic vapor turbines.

The design and improvements of the flow path in the turbines should take into consideration the following constraints and terms:

- mechanical and structural constraints like ease of assembly, strength and rotor dynamics, axial forces etc.
- ease of manufacturing – forging, welding and machining.
- cost and economic constraints – cost of manufacturing, delivery time, commonality between several models within the same range.
- leakage of vapors – positioning of seals, sizing of clearances, pressure differences, thermal expansion.
- off-design operation – variations in vapor flow, vapor temperature and pressure .
- ORMAT's long experience and achievements with these turbines -good efficiencies, measured vapor parameters, healthy mechanical structure – should be the baseline of any improvement.

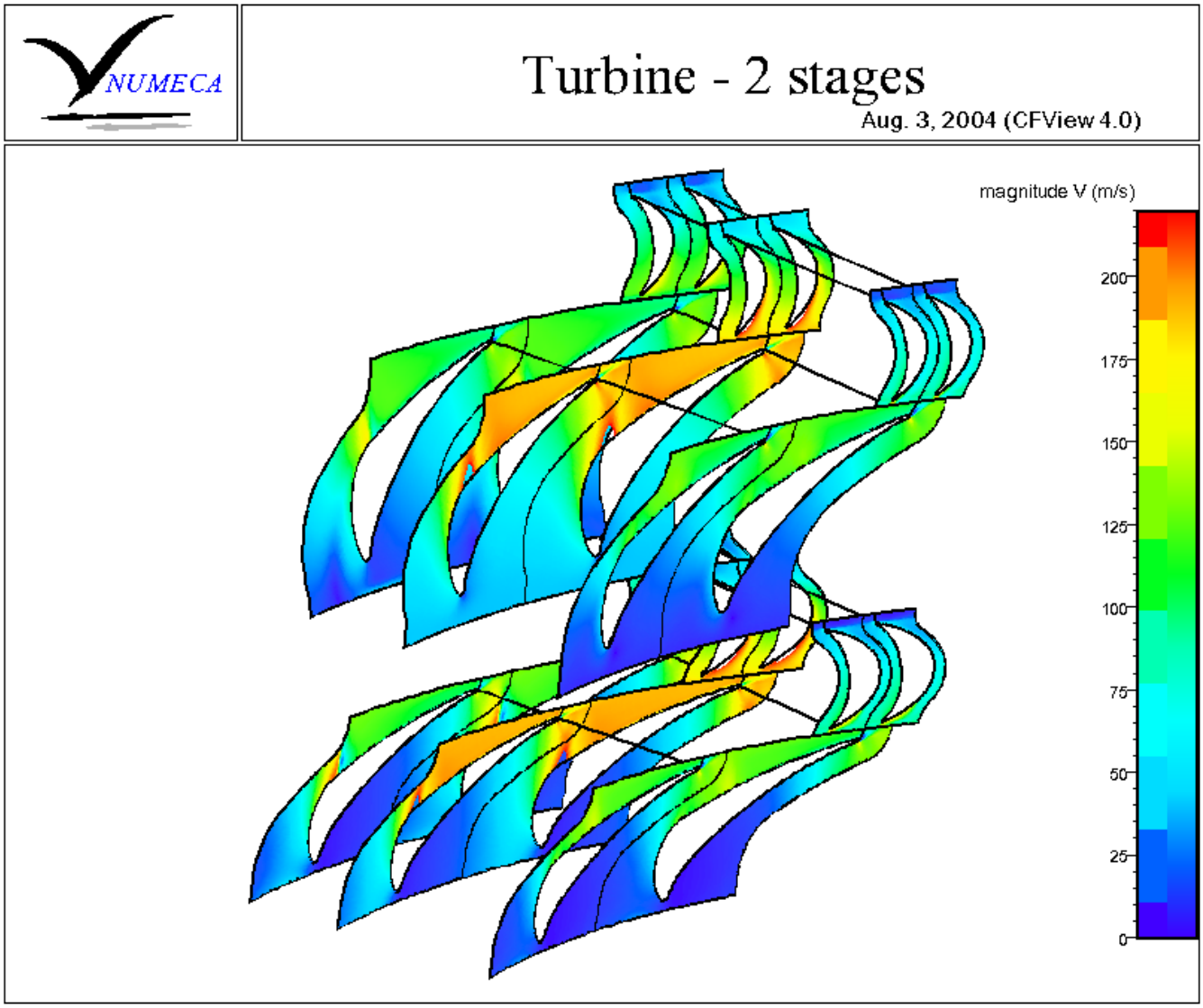
Equation of state or table of thermodynamic parameters of the non-perfect organic vapor was introduced into the data base of the CFD code. A special care should be taken as the turbine inlet parameters are very close to the saturation line [as a result of the unique shape of the saturation curve].

Substantiation runs were performed on well acquainted and measured turbines.

Potential improvements were located by observing velocities and pressures maps and gradients, mainly in such zones as entrance to the first stage nozzle wheel, leading edge of the rotors, cross section of the high pressure casing.

The improvements include modifications of axial distance between airfoil rows, stagger angle, airfoil profile width, dome shaped high pressure casing [which also ease manufacturing].

The lecture will be accompanied by presentation of sketches of the proposed improvements, graphical and tabular results of the related flow fields.



הרצאה מס' 4

מדידת הנצילות של הטורבינה החדשה של מנוע שורק

יעקב מעיין,

מנועי בית שמש בע"מ

אזור התעשייה המערבי בית שמש, מיקוד 99000

טל: 9909221-02, פקס: 9909335-02

במנוע שורק תוכנן מחדש רוטור הטורבינה על מנת לעמוד בדרישות חוזק מחמירות יותר.
בניסויים רגילים נמדדת הנצילות בשתי שיטות עקיפות:

- על סמך הלחץ הסטטי ביציאה מהטורבינה.
- יחד עם הפסדי הלחץ בצנ"פ.

בשתי השיטות נתקבלו ערכים נמוכים משמעותיים מהערכת התכן (87%).
על מנת להסיר ספקות שנתעוררו כתוצאה מממצאים אלה, נערך ניסוי מיוחד שכלל מדידת לחץ טוטלי וטמפרטורה טוטלית בעזרת מסרקים ב- 15 נקודות ביציאה מהטורבינה.
בשיטה זו נתקבלה נצילות נמוכה מהצפוי – 83% במקום 87% – אבל התחשבות בעובדה שלטורבינה בניסוי היו ביצועים ירודים ביחס לממוצע הטורבינות האחרות, נראה שהנצילות בפועל עולה במקצת על הערכת התכן – 89.4% במקום 87%.

הרצאה מס' 5

מיקרו עיבוד בלייזר ברכיבים למנועי סילון

מאיר פורת,

טי. או. איי – טכנולוגיות לייזר בע"מ

ת.ד. 34 אור עקיבא, 30600

טל: 6101103-04, פקס: 6101104-04

במהלך השנים האחרונות, גדל באופן משמעותי הצורך בטכנולוגיות מזעור לתחומים שונים בתעשייה וכתוצאה מכך התרחב השימוש במערכות לייזר למיקרו עיבוד .

ישנם סוגים שונים של מערכות לייזר לעיבוד מתכת אך שניים מהם הנפוצים ביותר.

* לייזר CO_2 - שמקור האנרגיה שלו מופק מתערובת גזים שהעיקרי בהם הוא גז CO_2.
אורך הגל המתקבל הוא 10.6 מיקרון ובעל עוצמה של 2-10 kW ומשמש בעיקר לעיבוד מתכות בתעשייה הכבדה בעובי דופן 5-15 מ"מ.

* לייזר Nd:YAG - המצויד בגביש קריסטלי מלאכותי המשמש כמקור אנרגיה בעל אורך גל 1.06 מיקרון ובתחום תעשייתי (עד 500W) לשימושי מיקרו מכניקה.
השימוש בלייזר Nd:YAG לחיתוך וריתוך חלקי מתכת זעירים ברמת דיוק גבוהה עבור תעשיות ביו הנדסה וחברות טכנולוגיות.

מערכות הלייזר מפיקות מקור אור מנוכרומטי וקוהרנטי הממוקד לנקודת היתוך בקוטר 0.02–1 מ"מ כתוצאה מכך נוצר ריכוז גבוה של אנרגיה בנקודה קטנה הגורם להתכה מקומית בתהליך ריתוך או להסרת חומר בתהליך חיתוך בלייזר.

בתהליך ריתוך, מערכת הלייזר מפיקה אנרגיה גבוהה ליחידת שטח קטנה וכך נוצר אפקט " Keyhole " שמשמעותו אידוי של חור מרכזי עד לעומק נדרש וסגירה מידית של דפנות החומר המותך לתוכו.
בתהליך חיתוך לעומת זה נוצר " Keyhole "החודר דרך עובי הדופן של המתכת כאשר דפנות החומר המותך פורצות החוצה בלחץ באמצעות גז חמצן או אחר.

בכדי ליצר תהליך רציף ב- ריתוך/חיתוך מערכות הלייזר מצוידות ביכולת לשכפל את הפעימה (Pulse) הבודדת למספר רב של פעימות וליצר רצף נקודות ריתוך/חיתוך חופפות.

כאשר משווים בין מערכות הלייזר לתהליכי ריתוך/חיתוך אחרים ניתן לאפיין יתרונות ייחודיים והם:

- אפשרות לרתך ולחתוך חלקים קטנים, דקי דופן ובדיוק רב.
- ריתוך עמוק וצר במתכת עבה.

- אפשרות ריתוך של שני סוגי חומרים וחיתוך של חומרים קשים כגון קרמיים.
- אין מגע בין ראש הלייזר לעובד.
- יכולת הגדלת מהירות תנועה בריתוך וחיתוך.
- אזור חימום מינימלי המונע עיוותים תרמיים בחומר, מניעת נזק בהרכב המטלורגי של החומר ואי פגיעה ברכיבים רגישים בקרבת אזור הריתוך.
- גמישות גבוהה (הוספת סיב אופטי לרובוט) או מערכת אוטומטית ובקרה.
- מתקבל ריתוך/חיתוך נקי אסטטי ללא צורך בפעולת גמר ליטוש.
- פעילות הדירה ללא שחיקת כלים.
- יתרון כלכלי – חיסכון בעלויות.

הרצאה מס' 6

High Velocity Air Filtration System for Marine LM2500 Gas Turbine

עמרי פדהצור,

חיל הים - ענף הנדסה ימית, מחלקת כלי שיט

omrip@alum.mit.edu

Particulate impurities in the air intake are an important factor affecting operational performance of marine gas turbines. Every marine propulsion system, both commercial and military that includes a gas turbine, must have an air filtration system in order to ensure delivery of requisite quality air to the turbine.

This presentation describes first the gas turbine damage associated with improper air filtration in general terms, and the specific technical problems caused by unsatisfactory gas turbine air filters onboard the Israeli Navy SA'AR 5 corvette.

This presentation will briefly outlines the Israeli Navy design criteria for the retrofit of the gas turbine intake system and how these requirements were met with a high velocity air filtration system. The potential benefits afforded by such a high velocity system will also be discussed.

In addition, the presentation describes the CFD (Computational Fluid Dynamics) analysis carried out to ensure that the changes preformed on the intake did not change airflow patterns entering the gas turbine.

Finally, the presentation describes the retrofit of the new filtration system onboard the SA'AR 5 corvettes and the results obtained in the sea trails and in the evaluation period following the installation.

הרצאה מס' 7

ניתוח ובחינה של תהליכי שטיפת מדחסי מנועים במסוקים

יובל אפרתי,

חיל האוויר - ענף הנעה

ממח"א 111/לצ"ד/מטוסים/הנעה

ד.צ. 02158

טל: 03-6063421, פקס: 03-6067562

במהלך פעילות בגובה נמוך שואב מנוע המסוק חלקיקי גופים זרים כגון אבק, חול, מי מלח, אדים כימיים ועוד. מזהמים אלו פוגעים במנוע במגוון דרכים, החל מארוזיה וקורוזיה, שינויים גאומטריים בלהבי המדחס/טורבינה, סתימת מעברים קטנים וגדולים וכלה בפגיעה בביצועי מנוע והקטנת אורך חיים.

שטיפת מנוע היא דרך פשוטה ויעילה לפתור חלק מבעיות אלו ומוגדרות ע"י כל יצרן מנוע בשלב ראשון לשחזור ביצועים של המנוע במקרה של חוסר כוח. השטיפה מתחלקת לשניים: שטיפת מדחס ושטיפת טורבינה (חלק חם). למרות שפתרון זה נהוג בכל העולם, עלויות התחזוקה של נזקי הקורוזיה עדיין גבוהות.

בוצעה עבודה במדור לבחינה של נזקי שטיפות המדחסים כפי שמבוצעות במטוסי ח"א כנגד תדירות הביצוע, המלצות יצרן המנוע ופרופיל התפעול של המנועים. העבודה כללה בדיקת נהלי יצרן המדחסים, הגדרות בתוך ח"א והמבוצע בשטח.

מסקנות העבודה מלמדות שלמרות שהשטיפה מבוצעת טכנית לפי הנחיות יצרני המנועים, זמני ההמתנה בין שלבי השטיפה השונים סוטים מהנחיות היצרן ללא הסבר מניח את הדעת (במקרים רבים). פרק הזמן שבין סיום שטיפה עם חומר ניקוי לבין השטיפה עם מים (הנדרשת לפי הנחיות כל היצרנים לצורך הוצאת חומר וניקוי הקורוסיבי מתוך המנוע) ארוך מאוד. כמו כן, גם פרק הזמן להמתנה לייבוש המנוע בסיום השטיפה מתארך הרבה מעבר למותר (יבוש מיידי) וכתוצאה נוצר מצב של היקוות מים בתחתית המנוע וכתוצאה קורוזיה. לכך משמעות תחזוקתית יקרה ומסוכנת לבטיחות הטיסה (לדוגמה ע"י האצת קצב היווצרות סדקים בלהבי המדחס/טורבינה).

בין המלצות העבודה, להגדיר באופן חד ערכי את זמני ההמתנה המותרים בין השלבים השונים של שטיפת המנוע וזאת על מנת להקטין את נזקי הקורוזיה במנועים, ע"י כך ניתן מענה גם למקומות בהן לא קיימות הגדרות ברורות של יצרן המנוע.

המשך העבודה כולל תוצאות של בדיקת ההשפעה של שטיפת המדחס על ביצועי מנוע מסוק בח"א וביצוע מחקר דומה גם עבור החלק החם של המנוע (שטיפת טורבינה).

הרצאה מס' 8

Altitude Test Facility for Turbojet and Internal Combustion Engines

RAFAEL - MANOR and MAFAT - propulsion branch

יצחק גרינברג,

רפא"ל-מנו"ר

ת.ד. 2250, חיפה 31021

A test facility was designed and constructed, to simulate altitude and flight velocity conditions, Pressure / Temperature / Mach, for engine performance testing.

General facility specifications are:
Altitude envelope - 0 to 40,000 feet
Flight mach simulation - 0 – 0.95
Therefore, pressure / Temperature conditions are:
Altitude pressure simulation - 190 to 1030 mbar.
Total pressure simulation - 190 to 1600 mbar.
Total air temperature provided to the engine - minus 50oC to plus 80oC.

The facility was designed to test: Turbojet engines producing thrust up to 1000 lb and Internal combustion engines up to 200 Bhp. Tests configurations are: "connected pipe" (including thrust measurement) and "free jet". A pilot facility was design and constructed, "free jet" configuration, for turbojet engines up to 50 lb thrust.

Facility capabilities are:
- engine performance testing at constant M/h/rpm conditions
- engine/ECU response to accelerate/decelerate rpm
- engine performance in a trajectory simulation
- performing engine start conditions at flight envelope
- testing engine accessories at flight envelope

Enlarging facility capabilities is in process:
- Simulation of rain/hail in flight envelope
- Internal combustion engine testing

הרצאה מס' 9

רשתות חשמל מבוזרות מבוססות טורבינות גז

יוסף מעין,

R-JET Engineering Ltd

רח' מוהליבר 1 הרצליה

טל: 09-9543006, פקס: 09-9576301

בשנות 1870, תחילת השימוש בחשמל, היו המערכות בבעלות ובתפעול המשתמש. למעשה השימוש היה כמעט בלבדי לתאורת בתי העשירים. הצרכנים רכשו דלק להפעלת מתקני ההפקה והפיקו תאורה (לא חשמל).

מ 1882 ("אדיסון") הושם הדגש על הקטנת עלות הפקת החשמל באמצעות החסכון לגודל מתקני ההפקה. טורבינות הקיטור הלכו וגדלו (מאות ואלפי מגהואטים) ובהכרח משרתים מאות אלפי צרכנים כל אחת – תחנות כוח מרכזיות (Central Power Plants). חיבור תחנות הכוח לצרכנים הצריך רשתות הובלה וחלוקה אדירות (אוטוסטרדות חשמל) בהשקעות ענק. הצרכן חובר לרשת זו באמצעות מונים, כלומר רכש חשמל (ולא תאורה למשל). נוצרה דיכוטומיה: היצרנים נדחפו למכור אחוז גבוה ככל האפשר של החשמל שייצרו ובמחיר המרבי שהשוק יאפשר (החזר על השקעות הענק) ולכן לא הייתה להם עילה כלכלית להדגיש התקני קצה יעילים בשימוש בחשמל. הצרכנים כמובן שאפו להתקנים יעילים. המחוקק היה "המאזן".

מ 1980 הופיעו נגזרות של מנועי מטוסים, טורבינות סילון מונעות דלקים נוזלים ולאחר מכן טורבינות גז במחזור משולב (Combined Cycle). אלו הפיקו חשמל במחירים ונצילויות המתחרות באלו של טורבינות הקיטור האימתניות ובזיהומי סביבה פחותים. נפתחה האפשרות לקרוב תחנות הכוח אל הצרכנים ולחסכון בהשקעות יקרות בהובלה וחלוקה.

הרעיון שניתן לתכנן מתקנים קטנים בעלויות סבירות (600-500$ לקילוואט מותקן) ובמחירי ייצור חשמל תחרותיים, הוביל לתפיסה הפרדיגמטית של רשתות חשמל מבוזרות המחוברות ביניהן מעין רשת אינטרנט להספקת חשמל. היתרונות של הרעיון הן חסינות בפני פגעי טבע ואדם, זמן קצר מתכנון לפעולה של תחנות חדשות (3 שנים לעומת 7 עד 10), שימוש בגז טבעי לא מייצר פסולת מוצקה ומזהם פחות את הסביבה, האפשרות לנצל האנרגיה הנפלטת לחימום או קירור ולהשיג נצילויות שימוש באנרגיה של עד 80%!

משרד האנרגיה של ארה"ב (DOE) הכיר בפוטנציאל האדיר של הרעיון ובשנת 2000 יישם תכנית פיתוח יומרנית כדי להגיע עד 2006 למיקרו-טורבינות בביצועים שיאפשרו הפקת חשמל בתחום הלקוחות במחיר המתחרה בחשמל הנרכש מהרשת. מיקרו-טורבינות הן

טורבינות גז בהספקים של 60 עד 3000 קילוואט. התכנית הייתה להגיע עד שנת 2006 מיקרו-טורבו-גנרטורים בנצילויות של 40%, באורך חיים של 11,000 שעות בין שיפוצים כלליים, במחירים נמוכים מ 500$ לקילוואט מותקן, ידידותיים לסביבה ופועלים במגוון דלקים (נוזלים וגזים). התכנית משותפת למשרד האנרגיה וליצרנים המפתחים (כל המי והמה בשוק). רוב המפתחים בחרו לשלב קולטי חום (Recuperators) בהתקנים כדי לעמוד בדרישות הנצילות, על אף שאלו ייקרו את ההתקן.

היום ברור כי התקנים ראשוניים יחדרו לשווקים (חלקם כבר מצויים היום בביצועים מופחתים) וכי הם המפתח לתקופה החדשה בה ייצור החשמל יהיה ליד או בתוך מתחמי הצרכנים. הכמויות הנמכרות היום, לצורכי בחינה והתנסות, קטנות ולכן מחירי ההתקנים עדין גבוהים מהמטרות שהציב משרד האנרגיה של ארה"ב. מיקרו-טורבו-גנרטורים במיוחד בשילוב עם ניצול אנרגיית הפליטה לחימום-קרור יהיו המפתח לתקופה חדשה באספקת אנרגיה ויחליפו חלק גדול מאספקת החשמל מתחנות מרכזיות.

פרופסורים דוד ליאור וישעיהו לוי מהטכניון הגו ארכיטקטורה חדשה של מנוע סילון לפיה תא השריפה הטבעתי סובב ביחד עם המדחס והטורבינה ובכך מקנה למנוע תכונות מיוחדות: ממדים קטנים, מחיר נמוך וביצועים משופרים. התפיסה מוגנת בפטנטים תחת השם: Orbiting Combustion Nozzles - OCN. חברת "אר-ג'ט הנדסה" מפתחת את מתקן ההדגמה להוכחת ישימות התפיסה. ביצועי ה OCN המחושבים (כולל סימולציות CFD) עולים על יעדי תכנית המיקרו-טורבו-גנרטורים האמריקאית.

Inverse Jet Engine Model for Performance Prediction and Fault Diagnosis

Dr. Michael Lichtsinder and Prof. Yeshayahou Levy,
Faculty of Aerospace Engineering, Technion

This lecture discusses a novel aero-thermal inverse jet engine model for real-time simulations and for low cost and fast evaluation of engine component maps such as nozzles, turbines and compressors using data acquired during transient operations at different altitudes, Mach numbers, angles-of-attack, side-slip angles and during post-stall. An additional use of the inverse jet engine model is for transducer and engine component fault diagnosis and engine control. The inverse model is based on a conventional dynamic engine model. All engine maps are in the input of a Full Inverse Engine Model while the engine component map, which need to be evaluated, are excluded from the Shortened Inverse Engine Model by incorporating data from an equal number of additional sensors in the input.

Solution of the Shortened Inverse Engine Model is fast because this model contains fewer equations in comparison with the conventional engine model and calculation time is not spent approximating of the excluded engine component maps. Evaluation of engine component maps, during transient engine operation has a number of advantages in comparison with evaluation during steady-state operation. One may evaluate only a single operating line of compressor or turbine maps during steady-state at constant altitude and Mach number while a relatively large region (fragment) of the maps may be evaluated during engine acceleration and deceleration maneuver under similar conditions. During transient operation the engine values change fast hence a large number of map points may be evaluated during a relatively short time in comparison with steady-state data acquisition. Consequently, the map evaluation accuracy is increased and total cost is decreased due to the engine transient operation. The lecture discusses generalized formulation, classification and design condition of the complete inverse jet engine models, as well as examples of practical usage.

הרצאה מס' 11

An Original Means to Troubleshoot High Exhaust Gas Temperature on All Types of Jet Engines

Israel Djian,
Israel Aircraft Industries
נתב"ג, 70100
טל: 03-9353111, פקס: 03-9353131
www.iai.co.il

The EGT of a jet engine can be seen as a measure of the engine's efficiency in producing its design level of thrust. Engine EGT is a well established and worldwide accepted parameter throughout the industry which is used to estimate the health of an engine.

At engine certification, the engine is allotted an EGT Max. Limitation or Red Line which is established in order to ensure the structural and operational integrity of the parts that are working under the toughest conditions within the engine, namely the First Stage Turbine Blades.
During engine normal operation, as usual wear and tear affects the engine gas path parts, the EGT progressively increases.
When the EGT certified limit is reached, the engine has to be removed from the wing and induced into a shop in order to undergo appropriate maintenance action. The goal of the shop visit is to restore its EGT to acceptable levels. The high maintenance costs associated to an engine shop visit as well as the more and more demanding expectations from the operators to get the engine return to service in a timely manner, confers to the Powerplant Engineer/Analyst, one of the most heavy tasks in an MRO organization : namely to define the most appropriate workscope that should be implemented to the engine, in order to achieve the sought EGT restoration, within an acceptable and competitive time frame.

In fact, from a pure thermodynamic standpoint, as wear and tear affects the engine gas path, the prime engine parameter which is directly affected is merely the Fuel Consumption : Wf. As a consequence, only, the engine EGT increases, accordingly. However, the OEMs, all Civilian Airworthiness

Authorities (JAA, FAA…etc…) and industry standards have elected an EGT limitation, not a Fuel Flow limitation.

Also, due to the physical difference that exists between both of those parameters, EGT and Fuel Flow, there is an inherent difference in the means and ability of accurately measuring engine EGT versus engine Fuel Flow. If the Fuel Flow is a relatively easy and accurate datum to measure, it is much more difficult to accurately measure the engine EGT. As such, one may encounter some paradoxical situations in which engines which are still actually efficient (i.e. that will have a low Fuel Consumption) will exhibit high EGT. On the opposite, one may also encounter engines featuring a deteriorated gas path (i.e. that will have a high Fuel Consumption) with a low EGT.

The purpose of this paper is to provide a way to establish a simple thermodynamic relationship between the expected EGT and the Fuel Flow in order to discriminate whether the high EGT evidenced is really representative of a deteriorated engine or whether it is a pure 'illusive' high EGT engine. The answer to this question will allow the Powerplant engineer analyst to effectively assess which types of components (rotating modules [i.e. compressors and turbines] or core engine static parts [i.e. burner, diffuser case, fuel nozzles…]) of the engine are primarily responsible for the high EGT.

הרצאה מס' 12

מערכת לגילוי, בידוד ושיפוי כשלי מדידי מנוע סילוני באמצעות רשתות עצביות

חיים כהן,

AD&D

נייד: 5717216-054

info@ ad-d.co.il

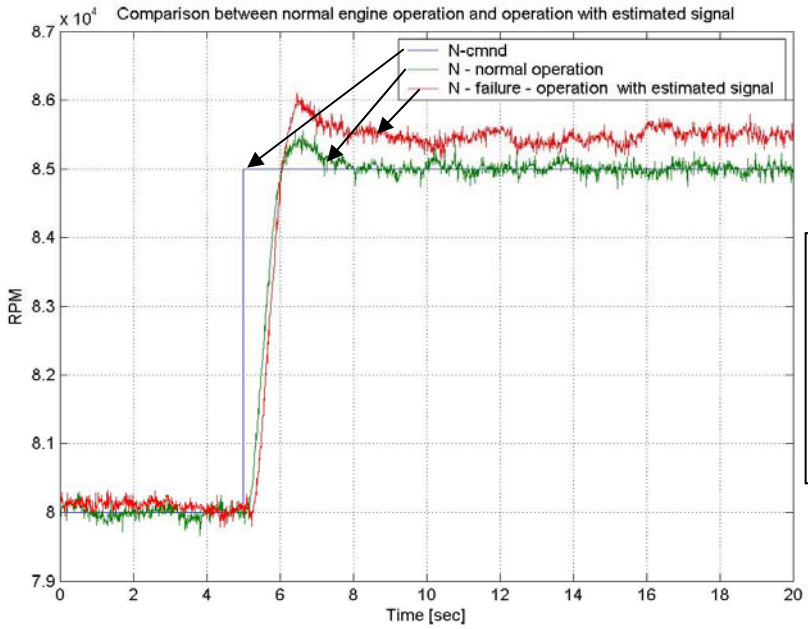
מטרת המחקר הנה שיפור אמינות הפעולה של מנועי סילון ע"י שילוב תוכנה לגילוי, בידוד והתגברות על שגיאה או כשל במדידי המערכת על ידי שיערוך אות המדיד הפגום. שימוש ברשת עצבית מלאכותית מקנה את היכולת לשערך ערך מדיד לפי ערכי המדידים האחרים ע"פ מידע נלמד, שאינו תלוי בידיעה אפריורית של המודל הפיסיקאלי של המערכת, המבוטא ע"י משוואות מתמטיות. הטכנולוגיה הזו, המפותחת ע"י חברת AD&D, נקראת:

Sensor Failure Detection, Isolation and Accommodation (SFDIA).

במסגרת המחקר, פותחה שיטה לשערוך תפוקות של מדידים שונים במנוע סילון על בסיס "יתירות אנליטית": קריאות של מדידים אחרים הקיימים במנוע פרט למדיד המשוערך. שימוש במערכת המתוארת מאפשר הגברת אמינות העבודה של מנוע הסילון ללא תוספת המשקל והמחיר הכרוכה בהוספת מדידים ומערכות יתירים. השיטה נבדקה בסימולציות של מנוע סילון, מול קבצי הקלטה של המנוע שרץ בתנאי SLS (Sea Level Static) ובניסויים אמיתיים עם מנוע מבוקר בחוג סגור.

בניסויי המנוע שנערכו הוכחו הגישה הטכנולוגית והתכן, לעתים מעבר לצפיות. הודגמה עבודה טובה של המנוע על פני כל טווח העבודה האפשרי: הודגמו שערוך סל"ד המנוע וטמפרטורת צנ"פ גם בעת החשות והאטות סל"ד אגרסיביות.

כדאי לציין שהשיטה מתאימה גם לשערוך מדידים שכשלו במערכות תעופתיות אחרות כגון מדידים בכלי טייס המשמשים לבקרת הטיסה, הנחייה, נווט וכד'.



השוואה בין עבודת המנוע עם מדיד הסל"ד הפיסיקלי מול עבודת המנוע עם מדיד סל"ד משוערך

הרצאה מס' 13

NPT Improved Gas Turbine Engine System

חיים רום,

ניוטון טכנולוגיות הנעה בע"מ

רח' המרי 19, גבעתיים

נייד: 054-5485217, פקס: 04-6289779

asldeded@zahav.net.il

Brief Introduction

Newton Propulsion Technologies Ltd (NPT) incorporated in Israel Feb. 2003, is a start up company engaged with the promotion of new propulsion technology regarded as Roto-Rom.

NPT has developed an engine system correspond with most of civil and military applications for aviation, marine and land vehicle propulsion, as well as power plants and stationery applications of all scales.

The Roto-Rom system is a, multiple-fuel built- in, volumetric-flow engine, mainly suitable for the use of heavy fuels and it is a hybrid between the advantageous characteristics of the “gas-turbine” to these of the “volumetric, positive-displacement” engine.

The most important advantageous characteristics of the NPT Roto-Rom system are:

1. Wide variation in speed and load (high flexibility at wide RPM range).
2. Improved efficiency over gas turbine and I.C. engines.
3. High power density and power to weight ratio.
4. Multiple fuel built-in system.
5. Density compensated (low sensitivity to altitude).
6. Simpler design and materials demands.
7. Low initial and maintenance cost.
8. Applicable to all gas turbine and I.C. engines embodiments.

Background

The two factors, which most effect high turbine efficiency, are pressure ratio and temperature. The increase in pressure ratio increase the gas - turbine thermal efficiency when accompanied with the increase in turbine firing temperature.

The effect of firing temperature is very predominated; for every 56°C increase in temperature, the output work Increases by 8-13% and 2-4% improvement in efficiency in simple cycle is achieved.

The highest metal temperature that can be supported by modern turbine blades is about 740°C (860°C in some experimental cases) and due to limited cooling possibility of the blades, the operational firing temperature at the turbine inlet is at around 1300-1400°C at the most. Bridging over the gap of about 1000°C, towards, close to stoichiometric, combustion temperature, of around 2350°C, as exists with internal combustion volumetric engines, is not in sight for the gas turbine and progress is relatively slow.

A gap of 1000°C, presents 150% of increased net output work and as high as 18% of improvement in efficiency, already after deduction of metal parts cooling losses. This is not a goal that can be achieved by the present generation of gas turbines.

The NPT system, however, is designed with the above-mentioned drawbacks as an object for improvement in addition to some more.

The first object was to bridge the gap of temperature and then to convert the combustion and expansion process, into a volumetric, continues-combustion cycle, that operate under static pressure and, yet, to retain the inherent positive properties of the prior art gas turbine, such as: power density, power to weight ratio, multi-fuel adaptation smooth operation and compactness.

The volumetric unit is capable of intensive and full, cooling system as it is with most of volumetric, internal combustion engines.

As a consequence, a stoichiometric, or close to stoichiometric, combustion can be achieved and temperature of around 2300°C become obtainable. As a result, some byproducts are achieved as well, such as the elimination of the complex construction and operation of the gas turbine type combustor, which is simply, no longer needed. Since air and fuel are mixed in an appropriate ratio and the volumetric-combustion-expansion device, serves also as a diffuser, which is slowing down the fluid velocity and combustion can and have to continue inside the expansion volume, a longer combustion duration time is achievable and as, already mentioned, a gas turbine type combustor with its functions of pre-burning and then mixing of the burnt gas with un burnt air, is not needed with the NPT system.

Also with gas turbine, all of the combustion process must end before entering the turbine (expansion unit), a fact that is increasing the demands on design as well as, actually, shortening the time available for the combustion process.

Fig. 1 is divided into two charts: the one at the right generally shows the relation between pressure ratio to temperature and the derivative efficiency graphs.

The second chart is a performance comparison between the general performance characteristics of gas turbine to these of the NPT system. It is a self-explanatory chart, which shows in details that the NPT system is, potentially, starting its minimum, a distance over the point of where the present generation gas turbine has reached its maximum.

Fig. 2 is an explanatory, schematic view, of one of the preferred embodiments of the NPT system.

Fig. 3 is a performance characteristics comparison between different suggested embodiments of the

NPT system in relation to turbo-compressors to volumetric device ratio.

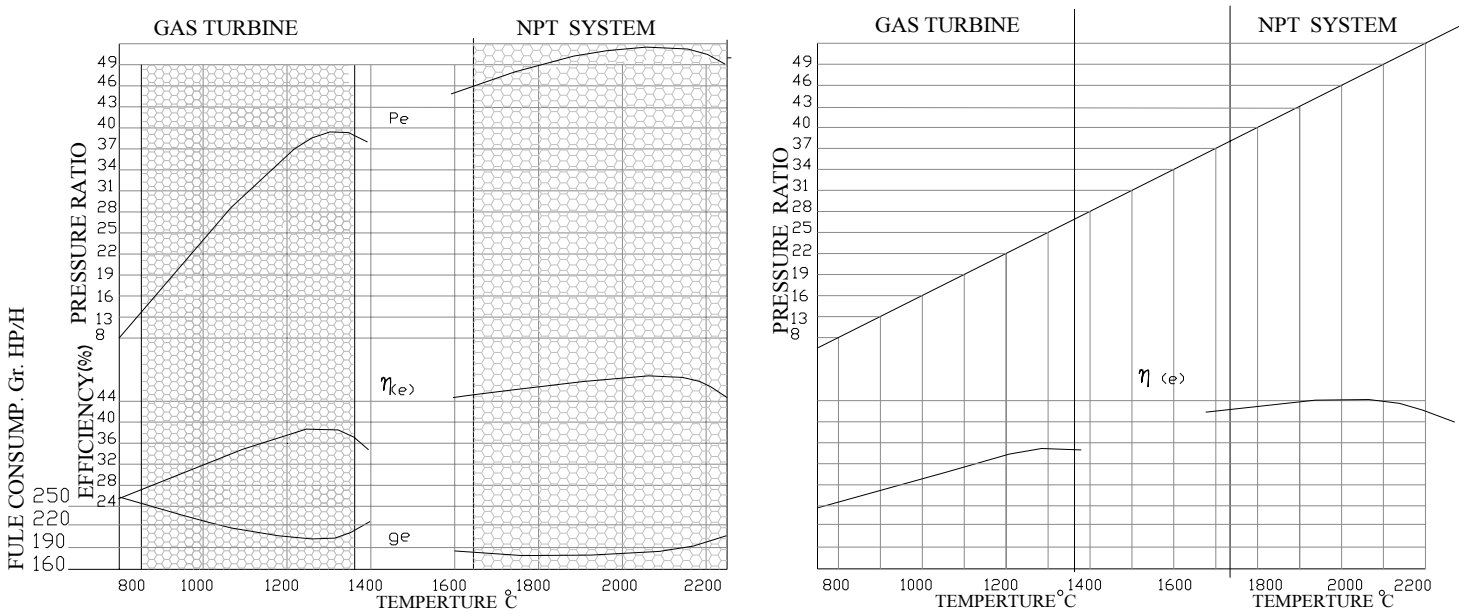


Fig. 1

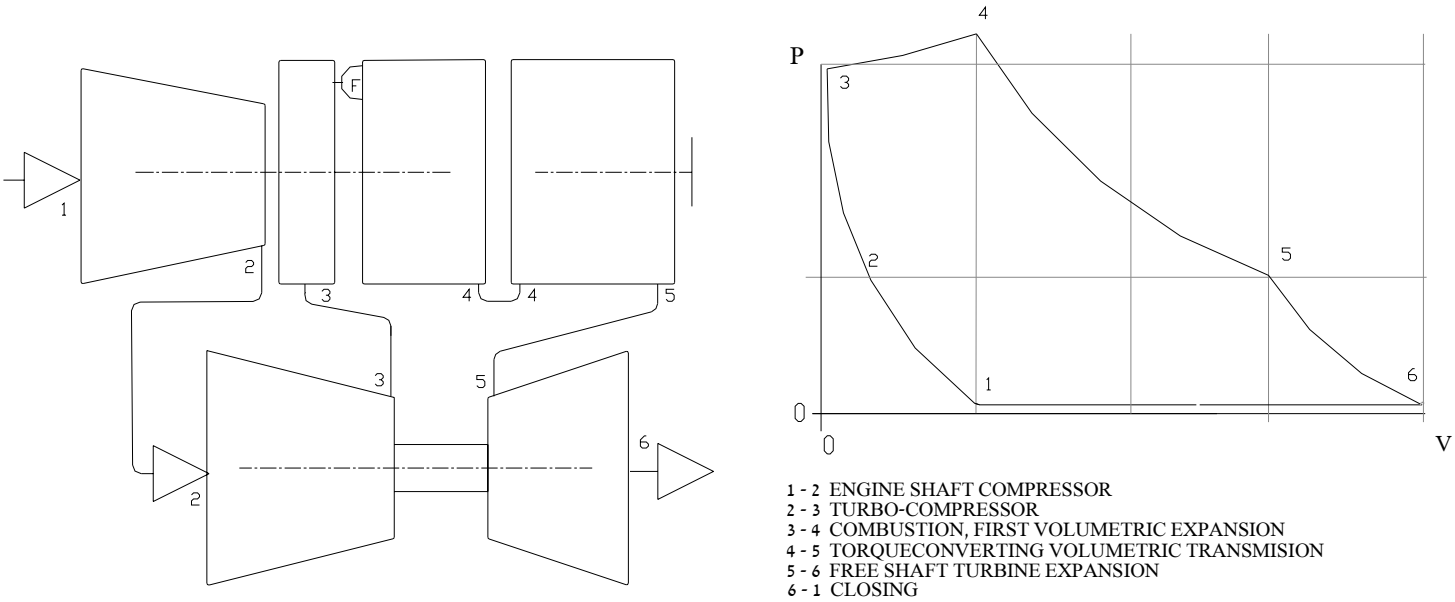


Fig. 2

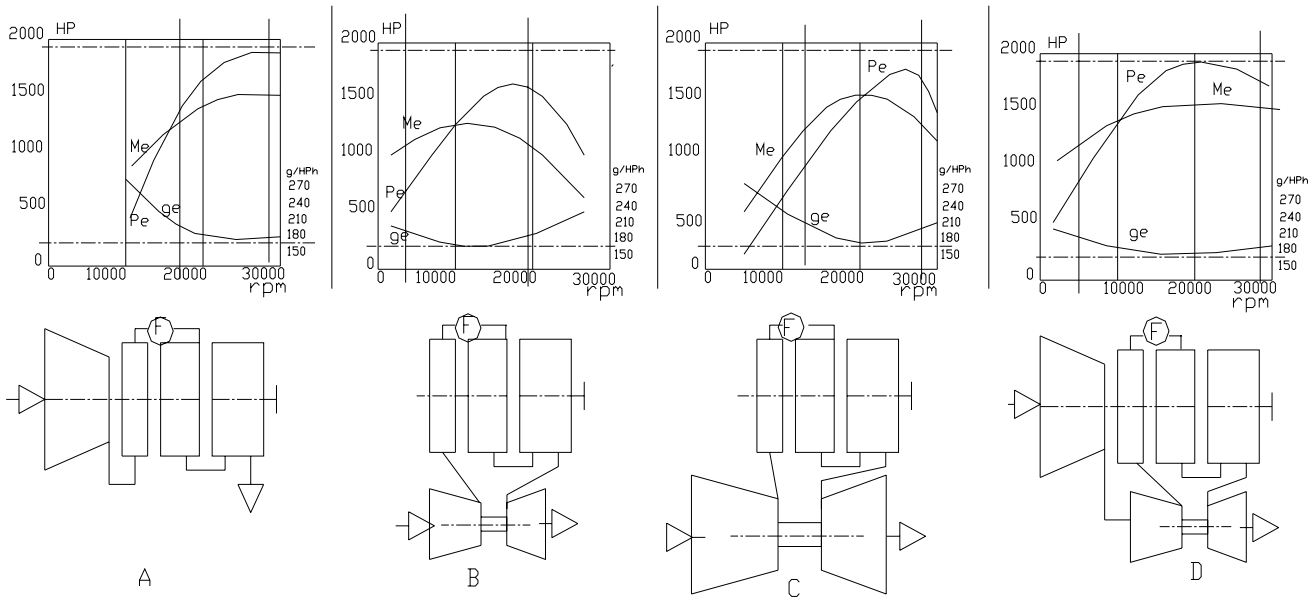


Fig. 3

הרצאה מס' 14

Stator-less turbine design

Assoc. Prof. David Lior & Refael Priampolski,

Becker Engineering L.t.d

10 Plaut st. Scientific park Tamar, Rehovot

Stator-less [S.L] turbines are already in use in advanced gas turbines like G.E and R.R. Their application is dependant on existence of a rotating vortex upstream of the turbine which in conventional turbines is generated by an expansion stator. Therefore, the application of S.L turbines is limited to a second power turbine located behind the H.P turbine and rotating in an inverse direction to it. The S.L turbine efficiency is higher than that of conventional turbine and its pressure ratio capability is enhanced.

A similar design may be applied to the H.P turbine if the rotating vortex is created in the combustor without using a stator . The concept in which the rotating vortex is carried from the compressor rotor outlet through the combustor into the turbine rotor blades inlet without diffusion was first introduced by NACA Research memorandum-1956 .RM E55K16 and further by the OCN engine concept --AIAA 97-3292 by D.lior ,Y.Levy.

The thermodynamic and aerodynamic design of the S.L turbine developed by Becker Engineering results in a convergent divergent shape between blades having lower loss coefficients than conventional turbine blades. The loss results are validated by test results performed in similar blade profiles. The dependence of the S.L turbine efficiency on pressure ratio and the inlet vortex value is shown and compared with conventional turbines.

The results are that the efficiency of the S.L turbine is higher than that of the conventional turbine by 4-5% which increase the cycle thermal efficiency and net power by 20-25%.

This efficiency gain increases with higher turbine pressure ratios and inlet swirl velocities. High efficiency of over 90% is achieved even for a turbine pressure ratio of 5:1. This permits to use fewer turbine stages in the engine - thus saving cost and weight.

S.L turbine efficiencies increase with increase of mass flow. For large gas turbines [over 20 kg/sec] the efficiency approaches 95% for a pressure raio of 2:1.

הרצאה מס' 15

בעיות נבחרות בתכן של מנועי סילון קטנים וזעירים

עמנואל ליבן,

עדמטק - יעוץ הנדסי מתקדם בע"מ

קפלן 17 תל-אביב 64734

טל: 03-6954028, פקס: 03-6953957

1. האתגרים העיקריים העומדים בפני כל מתכנן מנוע סילון קטנים הם:
   - ביצועים (דחף וצריכת דלק, משקל)
   - אורך חיים
   - אמינות
   - מחיר ו LCC
   - מחיר פיתוח
2. המידות הקטנות של החלקים שקולי מחיר, והשקעות המעשיות למימוש בפיתוח מעמידים את המהנדסים בפני אילוצים אשר במנועים גדולים ניתנים לפיתרון יותר קל או שיש להם חשיבות יחסית יותר קטנה.
   - מחזור תרמודינמי של המנוע אופטימלי מול מודל עלות.
   - מזעור המידות והשפעת טולרנסים על ביצועים בהתחשב בשיטות היצור.
   - התנעה ויציבות שריפה.
   - פשטות, הקטנת מספר החלקים ואינטגרציה של הפונקציות.
3. פתרונות אפשריים טכנולוגים למזעור מנועים:
   - תרמודינמיקה ותאי שריפה.
   - מיסוב.
   - צריכת דלק.
   - בקרה.

התמקדות והתמחות בפיתרון בעיות הביאו לתוצאות מאוד מרשימות בתפיסת התכן ומימוש רעיונות מקוריים ופשוטים אשר מועמדים לשימוש מבצעי, לא רק במנועים זעירים.

רשימות/ הערות: