



شبیه‌سازی رشد ترک در پره کمپرسور موتور جت T56 با استفاده روش نیمه تحلیلی راجو-نیومن

امیررضا شاهانی^{1*}، زانیار اسماعیل‌پور حاجی‌لک²

1- استاد، مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران

2- دانشجوی کارشناسی ارشد، مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران

* تهران، صندوق پستی 19395-1999، shahani@kntu.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: 22 خرداد 1396

پذیرش: 28 شهریور 1396

ارائه در سایت: 11 آبان 1396

کلید واژگان:

پره کمپرسور

ترک نیم بیضوی

نرخ رشد ترک

عمر خستگی

چکیده

بر اساس گزارش‌های ارائه شده یکی از شایع‌ترین دلایل واماندگی موتور توربین گازی T56 شکست پره‌های کمپرسور آن است. در این تحقیق نرخ رشد ترک در پره طبقه 13م کمپرسور موتور جت T56 مورد بررسی قرار گرفته است. برای این منظور ابتدا نیروهای گریز از مرکز و آیرودینامیکی وارد بر پره محاسبه شده‌اند و میدان تنش ناشی از هر یک از آن‌ها روی پره توسط نرم‌افزار انسیس به دست آورده شده است. نقاطی روی سطح پره که در معرض بیشترین آسیب‌های ناشی از برخورد اشیاء خارجی و پدیده خوردگی هستند شناسایی شده‌اند و از طریق تحلیل تنش انجام‌گرفته، مقادیر تنش‌های کششی و خمشی در این نقاط تعیین شده است. در ادامه در هر یک از مکان‌های مشخص شده ترک اولیه نیم بیضوی مدل شده و با استفاده از روش راجو-نیومن ضرایب شدت تنش در این نقاط محاسبه شده‌اند. سرانجام با استفاده از رابطه پاریس عمر پره و نرخ رشد هر یک از ترک‌های مدل شده در نقاط یاد شده جداگانه به دست آورده شده است. نتایج نشان می‌دهد که هر چه ترک تشکیل شده به ریشه پره نزدیک‌تر باشد عمر پره به شدت کاهش یافته و همچنین عمر پره در اثر وجود ترک در سطح مکشی پره به مراتب کمتر از وجود ترک در موقعیتی مشابه روی سطح فشاری است.

Simulation of crack growth rate in T56 jet engine compressor blade using Raju-Newman method

Amir Reza Shahani^{1*}, Zanyar Esmailpoor Hajilak¹

1- Department of Mechanical Engineering, Khajeh Nasir Toosi University Technology, Tehran, Iran

* P.O.B. 19395-1999 Tehran, Iran, shahani@kntu.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper

Received 12 June 2017

Accepted 19 September 2017

Available Online 02 November 2017

Keywords:

Compressor blade

Half elliptical crack

Crack growth rate

Fatigue life

ABSTRACT

Compressors and their blades are one of the most important parts of gas turbines. Based on recent reports, failure of compressor's blades was one of the major causes of malfunctioned T56 gas turbines. In this study, propagation rate of a crack within the compressor blade of a T56 jet engine has been investigated. To this end, centrifugal and aerodynamic forces acted upon the blade have been calculated and their corresponding stress field has been simulated in ANSYS software. Spots at the maximum risk of foreign object damage and corrosion had been located, and their bending and tension stresses had been calculated via employed simulation. Subsequently, an initial half elliptical crack has been created on all of the previously located spots, and their stress intensity factor using Raju-Newman method has been determined. Finally, by using Paris law fatigue life and crack growth rate of each crack has been extracted, individually. Results indicate a drastic decrease in fatigue life of blades when crack is located close to the blade's root. Furthermore, cracks located on the suction surface have remarkably shorter fatigue life than those which are located on pressure surface, in comparison.

کند.

1- مقدمه

شرایط کاری پره‌های کمپرسور موتور جت معمولاً در دمای پایین و سرعت دورانی بالاست و این سرعت دورانی زیاد موجب اعمال نیروهای گریز از مرکز بزرگی به آن‌ها می‌شود. از طرفی دیگر پره تحت نیروهای آیرودینامیکی ناشی از ورود هوا نیز می‌باشند. ترکیب سرعت دورانی بالا و نیروی آیرودینامیکی غیریکتواخت عموماً سبب ایجاد خستگی سیکل پر چرخه¹ می‌شود. با توجه به آلیاژهای مستحکمی که در ساخت پره‌ها به کار

کمپرسورها یکی از مهم‌ترین اعضای موتورهای جت است که وظیفه آن‌ها فشردن هوا به منظور بهبود فرایند احتراق است. فشردن هوا در کمپرسور با استفاده از تعداد زیادی از پره‌ها که در طبقه‌های مختلف روی دیسک آن سوار می‌شوند، انجام می‌گیرد. به همین جهت پره‌ها مهم‌ترین و اساسی‌ترین عضو کمپرسورها هستند و بازدهی کمپرسور تحت تأثیر عملکرد آن‌هاست. از این‌رو پره‌ها همواره باید کاملاً به صورت ایمن طراحی شوند، زیرا واماندگی یا شکست یک پره می‌تواند عملکرد کل مجموعه موتور را مختل

¹ High Cycle Fatigue

Please cite this article using:

A. R. Shahani, Z. Esmailpoor Hajilak, Simulation of crack growth rate in T56 jet engine compressor blade using Raju-Newman method, Modares Mechanical Engineering, Vol. 17, No. 11, pp. 21-30, 2018 (in Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

شده‌اند.

2- مواد

همان‌طور که بیان شد هدف از این تحقیق بررسی رشد ترک در پره طبقه 13م کمپرسور موتور توربوپراپ T56 است. این موتور روی هواپیماهای زیادی از جمله C130 نصب شده است. این موتور دارای 14 طبقه کمپرسور و 4 طبقه پره توربین است، سایر مشخصات فنی این موتور در جدول 1 داده شده است.

پره طبقه مورد نظر از جنس فولاد زنگ نزن 17-4 PH (H1100) است که خواص مکانیکی آن در جدول 2 آورده شده است [20].

3- تحلیل تنش

مهم‌ترین نیروهای وارد بر پره‌های کمپرسور نیرو گریز از مرکز ناشی از سرعت دورانی و نیرو آیرودینامیکی ناشی از برخورد هوایی ورودی به پره‌هاست. برای پره‌های طبقه‌های اول که ابعاد و جرم بزرگ‌تری دارند و در مقابل تحت فشار هوای کمتری است، نیرو گریز از مرکز نیروی غالب است، اما برای پره‌های طبقه‌های آخر که از طرفی جرم و ابعاد کوچک‌تری دارند نیروی گریز از مرکز وارده بر آن‌ها کاهش یافته و از طرف دیگر با توجه به این‌که فشار هوای وارد بر آن‌ها نیز بیشتر است، نیروی آیرودینامیکی اعمالی بر آن‌ها افزایش می‌یابد، نیروی گریز از مرکز به صورت یک تنش کششی ثابت و نیرو آیرودینامیکی به صورت یک تنش خمشی نوسانی بر پره‌ها اعمال می‌شوند. بدین صورت پره‌ها تحت یک بارگذاری سیکلی هستند که در آن نیروی گریز از مرکز نقش تنش متوسط را داشته و نیروی آیرودینامیکی نیز دامنه نوسان تنش اعمالی را مشخص می‌کند. در شکل 1 بار خستگی اعمالی به پره به صورت شماتیک نشان داده شده است. شرایط مرزی جابه‌جایی اعمالی بر پره نیز در شکل 2 نشان داده شده است.

جهت محاسبه تنش‌های اعمالی بر پره ناشی از نیروهای یادشده از نرم‌افزار المان محدود انسیس 17 استفاده شده است. برای این منظور ابتدا پره در نرم‌افزار سالدورکس مطابق شکل 2 مدل شده و سپس پره مدل شده برای تحلیل به نرم‌افزار المان محدود انتقال داده شده است. مدل المان محدود پره با استفاده از 85564 المان 10 گره‌ای سالد 187 ایجاد شده است.

در شکل 3 میدان تنش استاتیکی ناشی از سرعت دورانی 13820 rpm بر هر دو سطح فشاری و مکشی پره نشان شده است. در شکل 3.a ملاحظه می‌شود که بیشترین تنش کششی (σ_{yt}) در وسط سطح مکشی و در ناحیه اتصال آن با پایه و بیشترین مقدار آن روی سطح فشاری مطابق شکل 3.b در لبه حمله رخ می‌دهد. تنش‌ها برحسب مگاپاسکل بیان شده‌اند.

جهت استخراج میدان تنش ناشی از نیروهای آیرودینامیکی لازم است ابتدا مقدار این نیروها از روابط توربوماشین استخراج شوند. در شکل 4 مثلث‌های سرعت در ورودی و خروجی پره رسم شده‌اند [22]. در شکل 4، V_f سرعت محوری هوا، U سرعت خطی پره، V_r سرعت نسبی هوا، V سرعت مطلق هوا، V_w سرعت مماسی هوا، β زاویه سرعت نسبی هوا با راستای محوری و α زاویه سرعت مطلق هوا با راستای محوری است. نیروی محیطی وارد بر پره که بزرگ‌ترین نیروی وارد بر پره ناشی از جریان هوای وردی است در راستای جهت حرکت پره بوده و مقدار آن از رابطه (1) محاسبه می‌شود.

$$F_b = \dot{m}_b(V_{w2} - V_{w1}) \quad (1)$$

در رابطه بالا $\dot{m}_b$ دبی جرمی گذرا از یک پره که مقدار آن برابر با رابطه (2) است.

می‌رود، این اعضا تحت دو نیروی یادشده همواره ایمن بوده و به ندرت دچار واماندگی می‌شوند، اما پره‌ها همواره در معرض آسیب‌های خارجی مانند برخورد اشیاء خارجی و خوردگی ناشی از کار در محیط‌های بیابانی یا مرطوب و نمناک هستند. این آسیب‌های خارجی موجب ایجاد ریز ترک‌هایی در سطح پره‌ها می‌شوند که این ترک‌ها تحت بارگذاری خستگی سیکل پر چرخه به تدریج رشد کرده و موجب شکست پره‌ها می‌شوند.

کارهای انجام گرفته در زمینه شکست پره‌ها را می‌توان به سه گروه اصلی تقسیم بندی کرد. گروه اول مربوط به کارهایی است که با استفاده از روش‌های شکست‌نگاری به آنالیز شکست و شناسایی عوامل دخیل در واماندگی پره‌ها پرداخته شده است. از جمله مهم‌ترین تحقیقات انجام گرفته در این زمینه می‌توان به تحقیقات کارتر [1]، لورنکو [2]، ایجاز و همکاران [3]، سیلوپرا و همکاران [4]، کرمان پور و همکاران [5]، ویتک و همکاران [6]، لی و همکاران [7]، پورسعیدی و همکاران [8] و بیسواس و همکاران [9] اشاره کرد. در این تحقیقات آسیب و عیب ایجادشده در پره در اثر عواملی مانند خوردگی، برخورد اشیاء خارجی، عملیات فورجینگ، ماشین‌کاری و خستگی سایشی گزارش شده است. گروه دوم تحقیقات مربوط به کارهایی است که به صورت تجربی و آزمایشگاهی به تعیین نرخ رشد ترک و عمر خستگی پره‌ها پرداخته شده است. در تحقیقات تراشچنکو و پروکینکو [10]، ویتک [12,11] و هو و وانگ [13] تست‌های خستگی روی خود پره به صورتی انجام گرفته شده که پایه پره ثابت نگه داشته شده و نوک آن تحت بار خمشی نوسانی (ارتعاشی) قرار گرفته است، اما در کارهای مارتینز و همکاران [14]، مندیلا و همکاران [15]، لوی و همکاران [16] جهت بررسی عمر یا نرخ رشد ترک، نمونه استاندارد با مقطعی شبیه مقطع ایرفویل پره را تحت خستگی تک‌محوره (تحت بار کششی نوسانی) یا خستگی سیکل ترکیبی¹ (نمونه تحت بار کششی ثابت و بار خمشی نوسانی) قرار داده‌اند. گروه سوم متعلق به کارهایی است که نرخ رشد ترک را به صورت عددی و با روش المان محدود مورد مطالعه قرار دادند. در این زمینه می‌توان به کارهای ویتک [18,17] و پورسعیدی و بختیاری [19] اشاره کرد. در این تحقیقات ابتدا موقعیت و سائز ترک اولیه در یک پره شکسته شده با استفاده از آنالیزهای شکست‌نگاری تعیین شده و در ادامه با ایجاد کردن این ترک اولیه در مدل المان محدود به محاسبه نرخ رشد ترک پرداخته شده است.

در تحقیق حاضر نرخ رشد ترک در پره طبقه 13م کمپرسور موتور جت T56 به صورت عددی مورد مطالعه قرار می‌گیرد. کارهای عددی انجام شده در این زمینه دارای دو ضعف عمده است. نخست این‌که این کارها بعد از شکست پره‌ها انجام شده و دوم پره را در حالت تشدید که در این حالت پره عمر بسیار محدودی دارد، مورد بررسی قرار داده‌اند و فقط نیروی ارتعاشی وارد بر پره در نظر گرفته شده است. به همین جهت در این تحقیق ابتدا نقاط آسیب‌پذیر یک پره نو و کارنکرده تحت آسیب‌های خارجی شناسایی شده است. سپس بارهای گریز از مرکز و آیرودینامیکی وارده بر پره به صورت یک بارگذاری خستگی سیکل ترکیبی بر مدل المان محدود اعمال شده و میدان تنش حاصل از آن به دست آورده شده است. در ادامه با مدل کردن ترک‌های سطحی نیم بیضی در نقاط مستعد آسیب با استفاده از روش راجو-نیومن ضرایب شدت تنش در این نقاط محاسبه شده است. در نهایت پس از محاسبه ضرایب شدت تنش در هر یک از ترک‌های مدل شده با استفاده از رابطه پاریس نرخ رشد این ترک‌ها محاسبه شده و با یکدیگر مورد مقایسه قرار داده

¹ Combined Cycle Fatigue

جدول 1 مشخصات فنی موتور T56

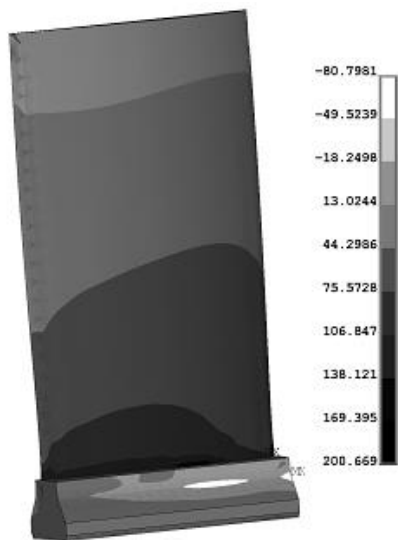
Table 1 Technical Specifications of T56 engine

نوع	طول (m)	قطر (m)	جرم (kg)	سرعت دورانی (rpm)	توان خروجی (kW)	دبی جرمی ورودی (kg/s)	نسبت تراکم	دمای ورودی توربین (C)
توربوپراپ	3.711	0.69	880	13820	3915	14.5	9.25:1	860

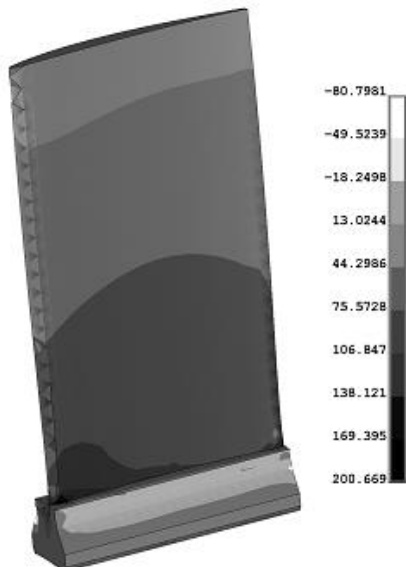
جدول 2 خواص مکانیکی آلیاژ فولادی 17-4 PH (H1100) [20]

Table 1 Mechanical properties of 17-4 PH (H1100) stainless steel [20]

چگالی (g/cc)	مدول الاستیسته (GPa)	تنش تسلیم (MPa)	تنش نهایی (MPa)	نسبت پواسون	درصد افزایش طول	چقرمگی شکست (MPa√mm)
7.815	204	793	965	0.272	14	2055



(a)



(b)

Fig. 3 tension Stress (σ_T) distribution (MPa) due to centrifugal force a- on suction side and b- on suction side

شکل 3 توزیع تنش کششی (σ_T) (برحسب مگاپاسکال) ناشی از نیروی گریز از مرکز الف- روی سطح مکشی و ب- روی سطح فشاری

$$V_{w2} = U - V_{f2} \cdot \tan \beta_2 = 86.31 \frac{m}{s} \quad (4)$$

در نتیجه نیروی اعمالی از رابطه (1) برابر با 13.12 N به دست می آید. در نهایت فشار آیرودینامیکی وارده بر پره از تقسیم نیروی اعمالی بر سطح

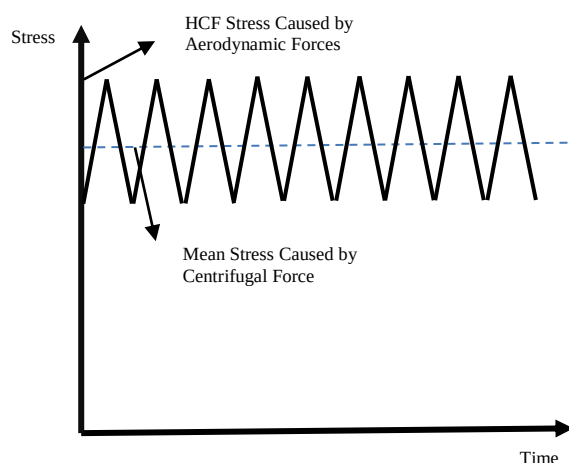


Fig. 1 fatigue loading on compressor blades

شکل 1 نمونه ای از بارگذاری خستگی اعمالی بر پره ها کمپرسور

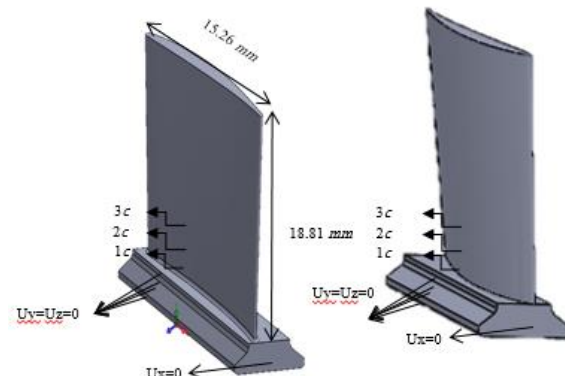


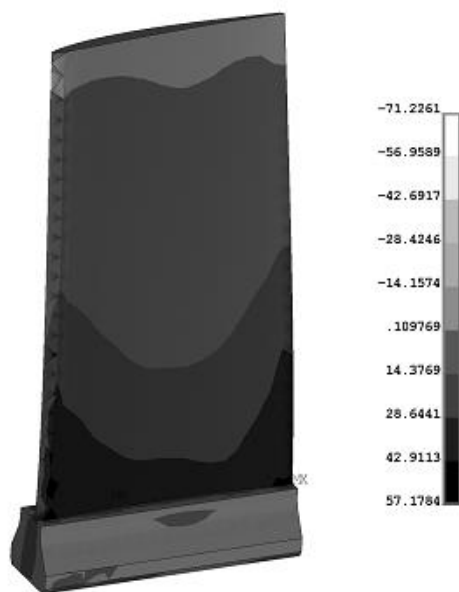
Fig. 2 blade geometric model, displacement boundary conditions and 1c, 2c and 3c locations on the pressure side and 1x, 2x and 3x locations on the suction side of blade

شکل 2 مدل هندسی پره به همراه شرایط مرزی جابه جایی و موقعیت های 1c، 2c و 3c روی سطح فشاری و و موقعیت های 1x، 2x و 3x روی سطح مکشی

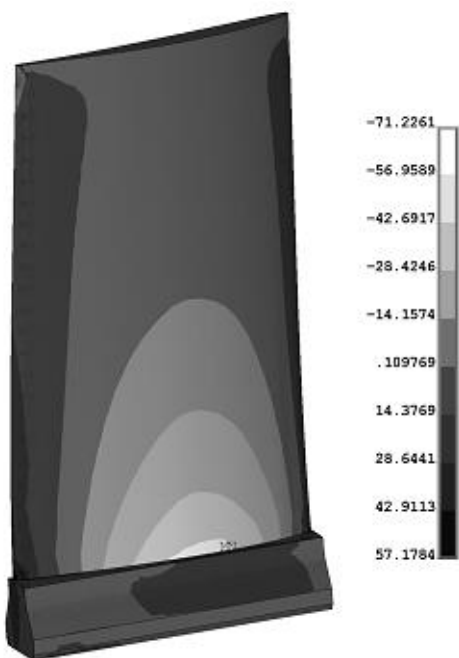
$$\dot{m}_b = \frac{m}{n} = \frac{14.5}{95} = 0.152 \frac{kg}{s} \quad (2)$$

n تعداد پره های طبقه 13 است. ورودی های لازم جهت محاسبه سرعت های V_{w1} و V_{w2} بدین شرح است که $U = V_{f1} = V_{f2} = 160 \text{ m/s}$ با فرض محوری بودن جریان ورودی $V_{w1} = 0$ و α_1 و همچنین با توجه به هندسه پره $\Delta\beta = \beta_1 - \beta_2 = 12.54^\circ$ است. در نتیجه روابط (4,3) را به صورت زیر داریم.

$$\beta_1 = \tan^{-1} \left(\frac{U}{V_{f1}} \right) = 56.2^\circ, \beta_2 = 43.66^\circ \quad (3)$$



(a)



(b)

Fig. 6 bending (σ_{yb}) Stress (MPa) distribution induced by aerodynamic force at left deflection, a- on pressure side and b- on suction side

شکل 6 توزیع تنش خمشی (σ_{yb}) (برحسب مگاپاسکال) در اثر خمش به سمت چپ ناشی از نیروی آیرودینامیکی الف- روی سطح فشاری و ب- روی سطح مکشی

هیچ گونه شکستی در اثر تنش های یادشده در آن ها رخ ندهد. این امر از مقایسه تنش های اعمالی بر پره در بخش پیشین و مقایسه آن ها با تنش تسلیم پره نیز کاملاً مشهود است، اما وجود بعضی از شرایط خارجی غیرطبیعی مانند برخورد اشیاء خارجی، پدیده خوردگی و پدیده تشدید همواره ایمن بودن پره ها را تحت الشعاع قرار می دهد. برخورد اشیاء خارجی و خوردگی معمولاً سبب ایجاد ریز ترک هایی در سطح پره می شوند و این ریز ترک ها تحت تنش های اعمالی به تدریج رشد کرده و موجب شکست در پره

فشاری پره که مساحتی برابر $A = 260 \text{ mm}^2$ دارد، به صورت رابطه (5) محاسبه می شود.

$$P_b = \frac{F_b}{A} = \frac{13.12}{260} = 0.05 \text{ MPa} = 50 \text{ kPa} \quad (5)$$

با اعمال فشار به دست آمده به صورت نوسانی بر سطح پره، پره در هر سیکل بار گذاری مطابق شکل 5 به سمت راست و چپ خم می شود. میدان تنش حاصله از این خمش نوسانی بر هر دو سطح فشاری و مکشی در شکل های 6 و 7 آورده شده است. همان طور که ملاحظه می شود در خمش به سمت چپ سطح فشاری تحت تنش های خمشی (σ_{yb}) مثبت و سطح مکشی نیز دارای تنش خمشی منفی و عکس این قضیه نیز در خمش به سمت راست برقرار است. مطابق شکل های 6 و 7 ملاحظه می شود که نقاط بحرانی ناشی از اعمال نیروی آیرودینامیکی نیز در خمش به سمت چپ و راست به ترتیب روی لبه حمله سطح فشاری و وسط سطح مکشی در ناحیه فیلت رخ می دهند. این امر با توجه به خم و پیچ موجود در در هنده پره امری قابل پیش بینی است.

4- محاسبه ضرایب شدت تنش

پره ها همواره طوری طراحی می شوند که در مقابل تنش وارده ایمن بوده و

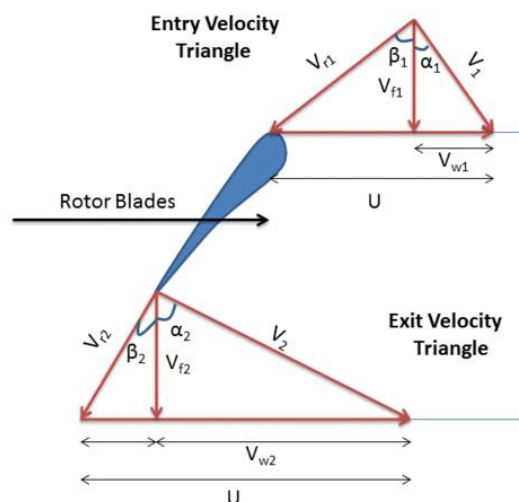


Fig. 4 velocity triangles at inlet and outlet of rotor blades [21]

شکل 4 مثلث های سرعت ورودی و خروجی پره [21]

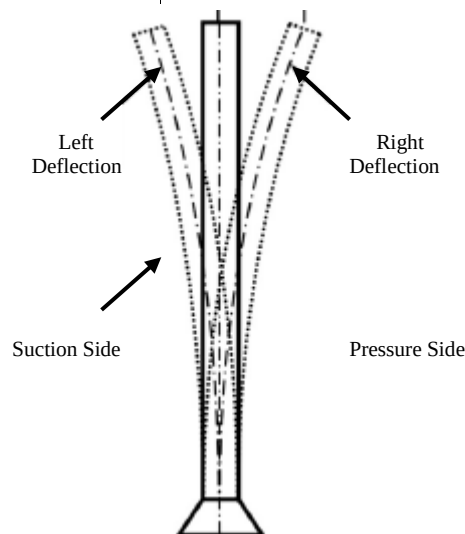


Fig. 5 Blade deflection due to aerodynamic forces

شکل 5 نمایی از جابه جایی پره تحت اثر نیروی نوسانی آیرودینامیکی

برای محاسبه عمر باقی‌مانده پره در اثر برخورد اشیاء خارجی و پدیده خوردگی با استفاده از ادبیات موضوع [8,6,4] مکان‌های از پره را که در معرض بیشترین آسیب هستند شناسایی شده و با شبیه‌سازی ترک در این نقاط عمر و نرخ رشد ترک محاسبه شده‌اند. نقاطی که در معرض بیشترین آسیب ناشی از دو پدیده یادشده هستند در جدول 3 به همراه موقعیت و مقدار تنش‌های کششی (ناشی از نیروی گریز از مرکز) و خمشی (ناشی از نیروی آیرودینامیکی) وارد بر آن‌ها آورده شده‌اند، همچنین موقعیت‌های تعیین شده روی سطح فشاری در شکل 2 نیز نشان شده‌اند.

روند ادامه کار بدین صورت است که ابتدا در مکان‌های یادشده در جدول 3، ترک‌های نیم بیضوی مدل شده و سپس این ترک‌ها در 12 مرحله تا منجر به شکست کامل پره شوند، رشد داده شده‌اند. در هر مرحله از رشد با توجه به اندازه ترک موجود و تنش‌های داده شده، ضرایب شدت تنش ماکزیمم و مینیمم محاسبه شده‌اند. در نهایت با استفاده از رابطه پاریس تعداد سیکل لازم برای رشد ترک در هر مرحله محاسبه شده و عمر پره از مجموع تعداد سیکل‌های محاسبه شده به‌دست آورده می‌شود.

4-1- حل راجو- نیومن برای محاسبه ضریب شدت تنش در یک

صفحه تخت شامل ترک نیم بیضوی

در سال 1981 راجو و نیومن [22] رابطه‌ای را برای محاسبه ضریب شدت تنش مد اول در یک صفحه تحت تنش کششی و خمشی و شامل ترک نیم بیضوی سطحی مطابق شکل 8 به صورت رابطه (6) ارائه دادند.

$$K_I = (\sigma_t + H\sigma_b) \sqrt{\pi \frac{a}{Q}} F\left(\frac{a}{t}, \frac{a}{c}, \frac{c}{W}, \varphi\right) \quad (6)$$

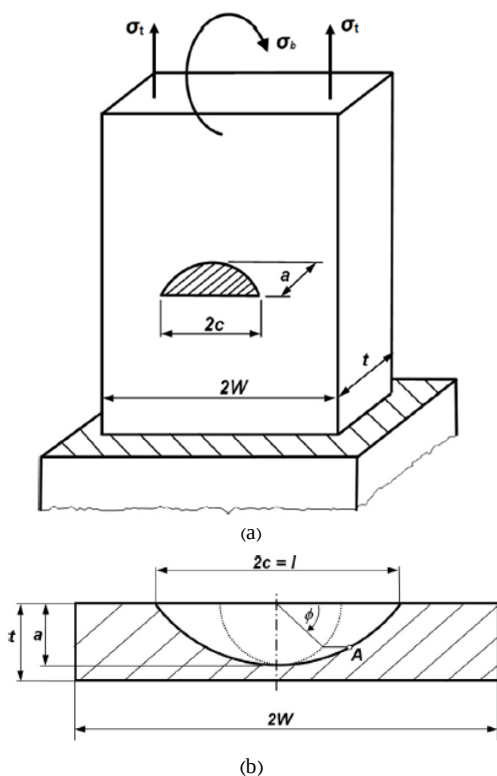
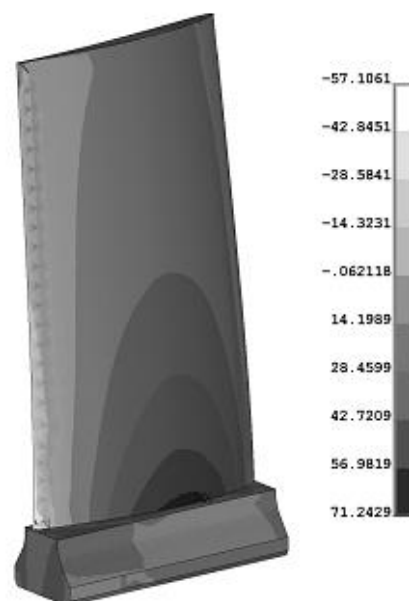
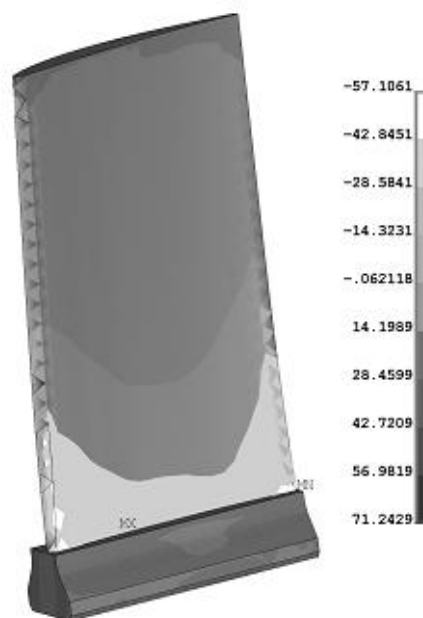


Fig. 8 a- Raju-Newman problem and b- Shape of crack front and parameters used in Raju-Newman equations [22]

شکل 8 الف- مسئله راجو- نیومن و ب- نمایی از شکل ترک و پارامترهای مورد استفاده در روابط راجو- نیومن [22]



(a)



(b)

Fig. 7 bending (σ_{yb}) Stress (MPa) distribution induced by aerodynamic force at right deflection, a- on suction side and b- on pressure side

شکل 7 توزیع تنش خمشی (σ_{yb}) (برحسب مگاپاسکال) در اثر خمش به سمت راست ناشی از نیروی آیرودینامیکی الف- روی سطح مکشی و ب- روی سطح فشاری

می‌شوند. از طرفی دیگر پدیده تشدید که با توجه به سرعت دورانی بالای پره‌ها پدیده شایعی است با اعمال تنش‌های بالا بر پره موجب تشکیل ترک در پره شده و در نهایت ترک تشکیل شده تحت این تنش‌های اعمالی به سرعت رشد کرده و منجر به شکست پره می‌شود. چون عمر پره‌ها در حال تشدید بسیار محدود است، پس عملاً محاسبه عمر در این حالت بی‌ثمر بوده و باید با طراحی درست اجزاء کمپرسور از تشدید پره‌ها در هر سرعت کاری موتور جلوگیری کرد. دیاگرام کمپل برای این منظور بسیار مورد استفاده قرار می‌گیرد.

جدول 3 موقعیت نقاط در معرض بیشترین آسیب به همراه مقادیر تنش در این نقاط

Table 3 location of points at maximum risk and their tension and bending stresses

شماره ترک	موقعیت	تنش کششی σ_{yt} (MPa)	تنش خمشی σ_{yb} (MPa)
1c	وسط سطح فشاری و یک میلی‌متر بالاتر از ریشه	70	± 32
2c	وسط سطح فشاری و سه میلی‌متر بالاتر از ریشه	67	± 22
3c	وسط سطح فشاری و شش میلی‌متر بالاتر از ریشه	58	± 12
1x	وسط سطح مکشی و یک میلی‌متر بالاتر از ریشه	84	± 50
2x	وسط سطح مکشی و سه میلی‌متر بالاتر از ریشه	72	± 39
3x	وسط سطح مکشی و شش میلی‌متر بالاتر از ریشه	57	± 25

که در رابطه بالا Q برابر رابطه (7) است.

$$Q = 1 + 1.464 \left(\frac{a}{c}\right)^{1.65} \quad (7)$$

و تابع F نیز به صورت رابطه (8) محاسبه می‌شود.

$$F = \left[M_1 + M_2 \left(\frac{a}{c}\right)^2 + M_3 \left(\frac{a}{c}\right)^4 \right] f_\phi \cdot g \cdot f_w \quad (8)$$

که در آن روابط (9-14) را به صورت زیر داریم.

$$M_1 = 1.13 - 0.09 \left(\frac{a}{c}\right) \quad (9)$$

$$M_2 = -0.54 + \frac{0.89}{0.2 + \left(\frac{a}{c}\right)} \quad (10)$$

$$M_3 = 0.5 - \frac{1}{0.65 + \left(\frac{a}{c}\right)} + 14 \left(1 - \frac{a}{c}\right)^{24} \quad (11)$$

$$f_\phi = \left[\left(\frac{a}{c}\right)^2 \cos^2 \phi + \sin^2 \phi \right]^{1/4} \quad (12)$$

$$g = 1 + \left[0.1 + 0.35 \left(\frac{a}{t}\right)^2 \right] (1 - \sin \phi)^2 \quad (13)$$

$$f_w = \left[\sec \left(\frac{\pi c}{2W} \sqrt{\frac{a}{t}} \right) \right]^{1/2} \quad (14)$$

H نیز ضریب تأثیر تنش خمشی و به صورت رابطه (15) تعریف شده است.

$$H = H_1 + (H_2 - H_1) \sin^p \phi \quad (15)$$

که در آن روابط (16-18) را داریم.

$$p = 0.2 + \frac{a}{c} + 0.6 \frac{a}{t} \quad (16)$$

$$H_1 = 1 - 0.34 \frac{a}{t} - 0.11 \left(\frac{a}{c}\right) \cdot \left(\frac{a}{t}\right) \quad (17)$$

$$H_2 = 1 + G_1 \left(\frac{a}{t}\right) + G_2 \left(\frac{a}{t}\right)^2 \quad (18)$$

G_1 و G_2 نیز به صورت روابط (19,20) تعریف می‌شوند.

$$G_1 = -1.22 - 0.12 \frac{a}{c} \quad (19)$$

$$G_2 = 0.55 - 1.05 \left(\frac{a}{c}\right)^{0.75} + 0.47 \left(\frac{a}{c}\right)^{1.5} \quad (20)$$

فرض در نظر گرفته شده برای استفاده از روابط بالا جهت محاسبه ضریب شدت تنش در پره بدین صورت است که مقطع ایرفویل پره به صورت یک مستطیل در نظر گرفته شده و با توجه به این که مساحت مقطع ایرفویل آن 13.14 میلی‌متر مربع و طول خط کمر آن نیز 15.26 میلی‌متر است، در نتیجه مقطع پره به صورت یک مستطیل با ابعاد 15.26 mm × 9.26 mm فرض شده است.

4-2- محاسبه ضریب شدت تنش در مراحل مختلف رشد ترک با

استفاده از روابط راجو-نیومن

در این تحقیق ابتدا در هر یک از شش موقعیت یادشده ترک اولیه نیم بیضوی

به ابعاد $a = 0.25 \text{ mm}$ و $c = 0.3 \text{ mm}$ در نظر گرفته شده است. سپس این ترک اولیه در 12 مرحله تا شکست نهایی پره رشد داده شده است. نرخ رشد ترک و شکل پیشانی ترک با توجه به [22] به مقادیر ضریب شدت تنش در نقاط $\phi = 0, \pi/2$ (شکل 8) وابسته است. در جدول 4 پارامترهای معرفی شده در رابطه راجو-نیومن و در جدول 5 مقادیر به دست آمده برای ضرایب شدت تنش در هر مرحله از رشد ترک، برای ترک قرار گرفته در موقعیت 1c داده شده‌اند. همه این مقادیر در نقطه $\phi = 0$ روی پیشانی ترک محاسبه شده‌اند. نحوه رشد ترک و چگونگی به دست آوردن ابعاد آن در هر مرحله از رشد در بخش بعدی مورد بررسی قرار گرفته است. با توجه به تغییر مقدار ضریب شدت تنش از هر نقطه به نقطه‌ای دیگر روی پیشانی ترک در شکل 9 نمودار تغییرات ضریب شدت تنش بیشینه روی پیشانی ترک برای ترک در حال رشد در موقعیت 1c داده شده است.

همان‌طور که ملاحظه می‌شود در مراحل ابتدایی رشد ترک که ترک دارای ابعاد کوچک‌تری است، بیشترین مقدار ضریب شدت تنش بیشینه ($K_{I\max}$) متعلق به نقطه $\phi = 0$ روی پیشانی ترک است. اما با رشد ترک و افزایش ابعاد ترک از مرحله پنجم به بعد ملاحظه می‌شود که منحنی توزیع ضریب شدت تنش بیشینه روی پیشانی ترک در مقایسه با مراحل اولیه تغییر پیدا می‌کند، به صورتی که در این مراحل کمترین ضریب شدت تنش مربوط به نقطه $\phi = 0$ است و با حرکت روی پیشانی ترک این مقدار افزایش پیدا می‌کند تا در نقطه $\phi = 90$ به بیشترین مقدار خود می‌رسد. اگرچه در شکل 9 بیشترین مقدار $K_{I\max}$ غالباً متعلق به نقطه $\phi = 90$ روی پیشانی ترک است و در نگاه اول این‌گونه به نظر می‌رسد که در هر مرحله از رشد باید بیشترین مقدار افزایش طول مربوط به عمق ترک (a) باشد و ظاهراً این امر با مقادیر داده شده برای افزایش طول و عمق ترک در جدول 4 برای هر مرحله از رشد در تناقض است، اما نکته مهم این است که در هر مرحله از رشد افزایش طول و عمق ترک تحت تأثیر تغییرات ضریب شدت تنش $\Delta K = K_{I\max} - K_{I\min}$ است. به همین منظور در شکل 10 منحنی تغییرات ضریب شدت تنش روی پیشانی ترک در مراحل مختلف رشد آورده شده و ملاحظه می‌شود که همواره بیشترین مقدار آن مربوط به نقطه $\phi = 0$ و کم‌ترین مقدار آن متعلق به نقطه $\phi = 90$ است. از این‌رو می‌توان گفت در هر مرحله از رشد ترک بیشترین افزایش اندازه در طول ترک و کمترین افزایش نیز در عمق ترک اتفاق می‌افتد به صورتی که افزایش طول ترک تا مرحله شکست حدود 6.5 برابر افزایش عمق آن است. پس ترک با هر مرحله از رشد از شکل نیم‌دایره فاصله گرفته و نسبت a/c همواره در حال کاهش است. در شکل 11 شماتیکی از تغییرات شکل پیشانی ترک در حین رشد داده شده است.

در شکل 12 تغییرات ضریب شدت تنش بیشینه برحسب طول ترک برای سه موقعیت 1c، 2c و 3c روی سطح فشاری و در شکل 13 برای سه

جدول 4 محاسبه پارامترهای لازم جهت تعیین مقادیر ضریب شدت تنش در مراحل مختلف رشد ترک قرار گرفته در موقعیت 1c.

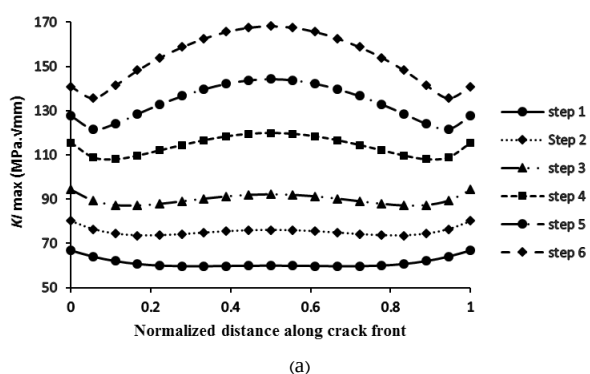
Table 4 Computation of Raju–Newman equations parameters to determine stress intensity factor for crack placed on 1c location

مرحل رشد	عمق ترک a (mm)	نصف طول ترک c (mm)	a/c	a/t	c/w	Q	M_1	M_2	M_3	p	G_1	G_2	H_1	H_2
1	0.25	0.3	0.833	0.269	0.039	2.083	1.055	0.321	-0.174	1.195	-1.32	-0.008	0.883	0.643
2	0.338	0.5	0.676	0.365	0.065	1.767	1.069	0.475	-0.254	1.095	-1.301	0.028	0.848	0.528
3	0.428	0.75	0.57	0.462	0.098	1.58	1.078	0.614	-0.319	1.047	-1.288	0.063	0.813	0.417
4	0.546	1.25	0.436	0.589	0.163	1.373	1.09	0.857	-0.42	0.99	-1.272	0.121	0.771	0.291
5	0.603	1.75	0.344	0.651	0.229	1.252	1.098	1.094	-0.504	0.935	-1.261	0.172	0.753	0.251
6	0.655	2.25	0.291	0.707	0.294	1.191	1.103	1.272	-0.558	0.915	-1.254	0.207	0.736	0.216
7	0.719	3	0.239	0.776	0.393	1.138	1.108	1.484	-0.604	0.905	-1.248	0.245	0.715	0.178
8	0.749	3.5	0.214	0.808	0.458	1.115	1.11	1.609	-0.614	0.899	-1.245	0.266	0.705	0.166
9	0.779	4	0.194	0.841	0.524	1.098	1.112	1.714	-0.606	0.899	-1.243	0.282	0.695	0.153
10	0.833	5	0.166	0.899	0.655	1.076	1.115	1.887	-0.548	0.906	-1.239	0.308	0.677	0.133
11	0.877	6	0.146	0.947	0.786	1.061	1.116	2.031	-0.44	0.914	-1.237	0.328	0.662	0.122
12	0.917	7	0.131	0.99	0.917	1.051	1.118	2.148	-0.298	0.925	-1.235	0.343	0.649	0.113

جدول 5 مقادیر محاسبه شده ضریب شدت تنش در مراحل مختلف رشد ترک قرار گرفته در موقعیت 1c.

Table 5 Computed Stress intensity factor for a crack placed on 1c location

مرحل رشد	f_ϕ	g	f_w	H	F	$K_{I\max}$ (MPa $\sqrt{\text{mm}}$)	$K_{I\min}$ (MPa $\sqrt{\text{mm}}$)	ΔK (MPa $\sqrt{\text{mm}}$)
1	0.912	1.125	1.000	0.883	1.107	66.809	28.369	38.440
2	0.822	1.146	1.000	0.849	1.064	80.171	35.349	44.822
3	0.755	1.174	1.003	0.814	1.063	94.247	43.135	51.112
4	0.660	1.221	1.010	0.771	1.091	115.449	55.264	60.184
5	0.587	1.248	1.022	0.754	1.102	127.602	62.190	65.411
6	0.539	1.275	1.040	0.737	1.144	140.807	69.848	70.959
7	0.489	1.311	1.081	0.715	1.237	161.929	82.105	79.823
8	0.462	1.328	1.120	0.706	1.309	176.059	90.149	85.910
9	0.441	1.347	1.172	0.696	1.409	194.124	100.41	93.708
10	0.408	1.383	1.336	0.677	1.723	246.320	129.802	116.518
11	0.382	1.413	1.666	0.663	2.327	341.965	182.932	159.032
12	0.361	1.443	2.709	0.649	4.157	624.663	338.801	285.861



موقعیت 1x، 2x و 3x روی سطح مکشی نشان داده شده است. همان‌طور که ملاحظه می‌شود با افزایش طول ترک برای هر شش موقعیت ضریب شدت تنش بیشینه افزایش می‌یابد که این نتیجه یک امر بدیهی است. از طرفی دیگر ملاحظه می‌شود که با افزایش فاصله از ریشه پره هم روی سطح فشاری و هم سطح مکشی مقادیر ضریب شدت تنش کاهش می‌یابد که این امر نیز با توجه به کاهش تنش‌های اعمالی با فاصله گرفتن از ریشه پره قابل توجیه است. همچنین از مقایسه دو شکل 12 و 13 می‌توان به این نکته پی برد که ضرایب شدت تنش برای ترک‌های قرار گرفته در سطح مکشی در مقایسه با ترک موجود هم ارتفاع روی سطح فشاری به مراتب بیشتر است. به صورتی که ضرایب شدت تنش برای ترک قرار گرفته در موقعیت 1x بزرگ‌تر از 1c و به همین ترتیب این امر برای سایر موقعیت‌های 2x و 3x در مقایسه با موقعیت‌های 2x و 3x نیز برقرار است.

5- محاسبه نرخ رشد ترک

برای محاسبه نرخ رشد ترک از رابطه پاریس [23] استفاده شده که به صورت رابطه (21) تعریف شده است.

$$\frac{dl}{dN} = C(\Delta K)^n \quad (21)$$

که در آن dl/dN نرخ رشد ترک (افزایش طول ترک در یک سیکل)، C و n نیز ثوابت پاریس است. مقدار این ثوابت برای جنس ماده پره در نسبت تنش های مختلف در جدول 6 داده شده است [23].

مقدار ΔK به صورت رابطه (22) محاسبه می شود.

$$\Delta K = K_{\max} - K_{\min} \quad (22)$$

در آن $K_{\max}$ بیشترین مقدار ضریب شدت در یک سیکل بارگذاری و $K_{\min}$ کمترین مقدار آن است. در صورتی که رشد ترک به صورت گسسته در نظر گرفته شود می توان رابطه پاریس را به صورت رابطه (23) نوشت.

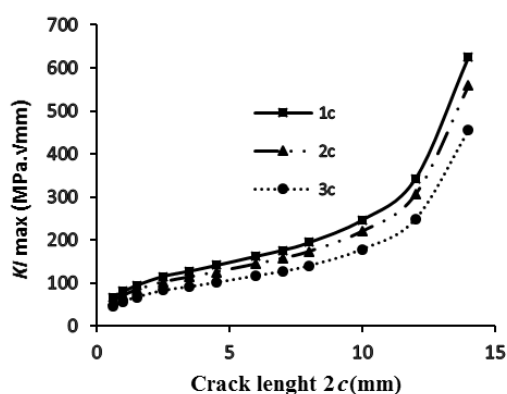


Fig. 12 Variation of maximum stress intensity factor for different crack length at 1c, 2c and 3c locations

شکل 12 تغییرات ضریب شدت تنش بیشینه برحسب طول ترک برای سه موقعیت 1c، 2c و 3c روی سطح فشاری.

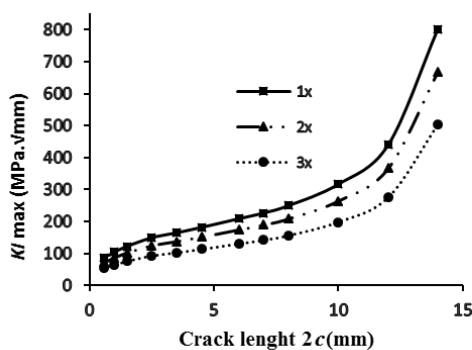


Fig. 13 Variation of maximum stress intensity factor for different crack length at 1x, 2x and 3x locations

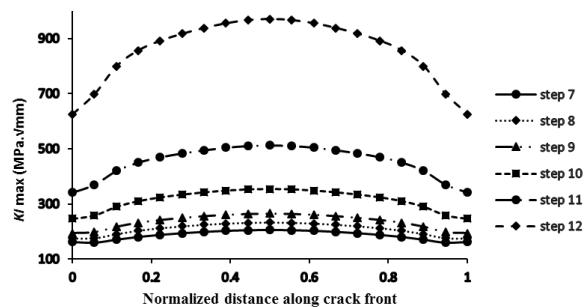
شکل 13 تغییرات ضریب شدت تنش بیشینه برحسب طول ترک برای سه موقعیت 1x، 2x و 3x روی سطح مکشی

جدول 6 ثابت های n و C رابطه پاریس برای فولاد زنگ نزن 17-4 PH (H1100)

نسبت تنش های مختلف [24]

Table 6 Paris constants for 17-4 PH (H1100) stainless steel at different stresses ratio (R) [24]

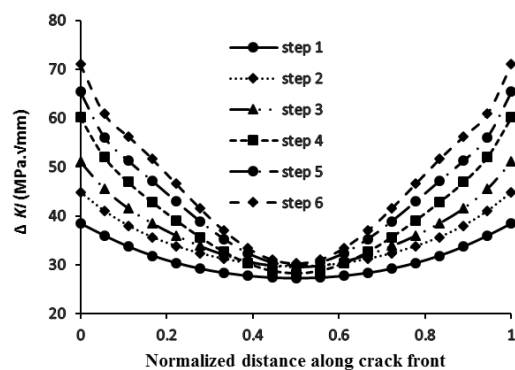
ثابت	$R=0.67$	$R=0.3$	$R=0.04$
n	3.2	3.22	3.245
C	2.52×10^{-13}	1.12×10^{-13}	4.96×10^{-14}



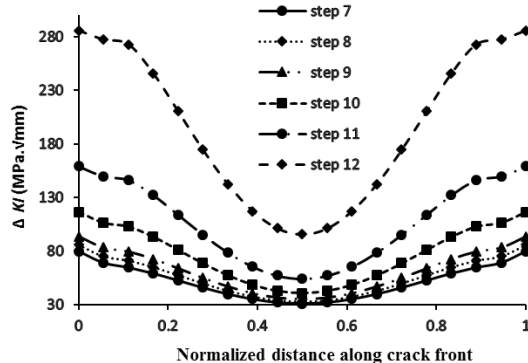
(b)

Fig. 9 Distribution of maximum stress intensity factor on the crack front at position 1c for a) step 1 to 6 and b) step 7 to 12

شکل 9 توزیع ضریب شدت تنش ماکزیمم روی پیشانی ترک قرار گرفته در موقعیت 1c الف) مراحل 1 تا 6 و ب) مراحل 7 تا 12 رشد ترک.



(a)



(b)

Fig. 10 Distribution of stress intensity factor range on the crack front at position 1c a) step 1 to 6 and b) step 7 to 12

شکل 10 توزیع تغییرات ضریب شدت تنش روی پیشانی ترک در حال رشد قرار گرفته در موقعیت 1c الف- مراحل 1 تا 6 و ب- مراحل 7 تا 12 رشد ترک

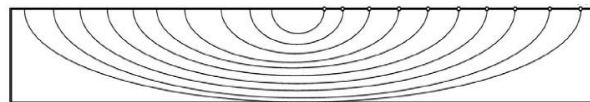


Fig. 11 crack front variation by crack growth

شکل 11 شماتیکی از تغییر شکل پیشانی ترک نیم بیضی در حال رشد

نتیجه قابل تأملی که در شکل های 12 و 13 نمایان است که ضرایب شدت در موقعیت 2x (سه میلی متر بالاتر از ریشه روی سطح مکشی) از ضرایب شدت تنش موقعیت 1c (یک میلی متر بالاتر از ریشه روی سطح فشاری) بیشتر است، یعنی سطح مکشی در مقابل با سطح فشاری آسیب پذیرتر بوده و تشکیل ترک بر آن به شدت خطرناک تر است.

جدول 7 تعداد سیکل لازم برای هر مرحله از رشد ترک و نیز تعداد سیکل نهایی تا شکست پره برای ترکی در موقعیت 1c
Table 7 partial (ΔN) and total (N) number of fatigue cycles for growth of crack that placed on 1c location

مراحل رشد	طول ترک 2c (mm)	عمق ترک a (mm)	$\Delta 2c$ (mm)	$\Delta 2a$ (mm)	تعداد سیکل لازم برای هر مرحله از رشد (ΔN)	تعداد سیکل کل (N)
1	0.6	0.25	0.4	0.088	-	-
2	1	0.338	0.5	0.090	19480297	19480297
3	1.5	0.428	1	0.118	14871849	34352146
4	2.5	0.546	1	0.057	19513344	53865490
5	3.5	0.603	1	0.052	15548944	65414433
6	4.5	0.655	1.5	0.064	8839801	74254234
7	6	0.719	1	0.03	10210521	84464755
8	7	0.749	1	0.03	4664905	89129660
9	8	0.779	1	0.054	3884668	92814328
10	10	0.833	2	0.044	5575909	98390237
11	12	0.877	2	0.040	2770723	101160960
12	14	0.917	-	-	1020825	101181786

می‌یابد به صورتی که عمر در فاصله 6 میلی‌متر از ریشه (موقعیت‌های 3c و 3x) حدود 10 برابر بیشتر از نواحی با فاصله یک میلی‌متر بالاتر از ریشه پره (موقعیت‌های 1c و 1x) است. از مقایسه دو نمودار می‌توان فهمید که وجود ترک در سطح مکشی نسبت به سطح فشاری به شدت عمر را کاهش می‌دهد. به طوری عمر پره در اثر وجود ترکی در سطح مکشی آن حدوداً 4 برابر کمتر از وجود همان ترک در سطح فشاری آن است. به منظور مقایسه بهتر نتایج عمر نهایی پره برای وجود ترک در هر شش موقعیت به‌طور خلاصه در جدول 8 آورده شده است.

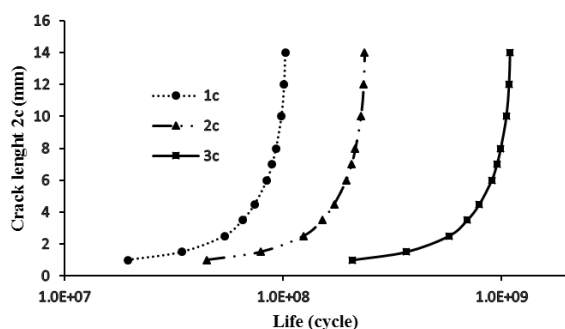


Fig. 14 Crack growth rate for cracks places at 1c, 2c and 3c locations on pressure side

شکل 14 نمودار نرخ رشد ترک برای ترک‌های قرار گرفته در موقعیت‌های 1c، 2c و 3c روی سطح فشاری

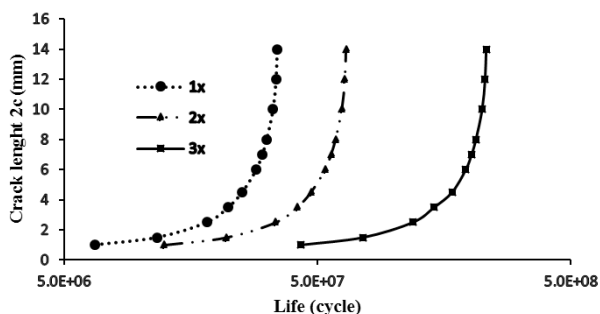


Fig. 15 Crack growth rate for cracks places on 1x, 2x and 3x locations on suction side

شکل 15 نمودار نرخ رشد ترک برای ترک‌های قرار گرفته در موقعیت‌های 1x، 2x و 3x روی سطح مکشی

$$\frac{\Delta l}{\Delta N} = C(\Delta K)^n \quad (23)$$

با توجه به این که ترک دو بعدی است، پس در دو راستای طولی و عمقی رشد می‌یابد. در این تحقیق برای هر مرحله از رشد ترک، طول آن به صورت دلخواه و مناسب افزایش داده شده و افزایش اندازه عمق ترک در اثر این افزایش طول با توجه به رابطه داده شده در [22] به صورت رابطه (24) تعیین می‌شود.

$$\Delta a = \left(\frac{\Delta K_{\varphi=90}}{0.9 \Delta K_{\varphi=0}} \right)^n \cdot \Delta c \quad (24)$$

همان‌طور که در توضیحات شکل 10 نیز بیان شد با توجه به این که همواره $\Delta K_{\varphi=0} > \Delta K_{\varphi=90}$ پس همواره مقدار رشد عمق ترک کوچک‌تر از مقدار رشد طول ترک ($\Delta a < \Delta c$) است. در نهایت برای هر مرحله از رشد ترک تعداد سیکل لازم برای افزایش طول با عمق آن مطابق رابطه (25) به دست می‌آید.

$$\Delta N = \frac{\nabla l}{C \cdot (\Delta K)^n} \quad (25)$$

در آن ∇l افزایش طول ترک در هر مرحله از رشد و مقدار آن برابر $\nabla 2c$ است. سرانجام تعداد سیکل لازم برای رشد ترک از اندازه اولیه به اندازه مورد نظر در مرحله m ، برابر حاصل جمع تعداد سیکل‌های محاسبه شده در طی مراحل 1 تا $m-1$ است و این به صورت رابطه (26) است.

$$N = \sum_{i=1}^m \Delta N \quad (26)$$

در رابطه بالا N تعداد سیکل لازم برای رشد ترک اولیه به ترکی دلخواه و m تعداد مراحل در نظر گرفته شده برای این رشد است. اگر در رابطه بالا $m = 12$ در نظر گرفته شود، آن‌گاه N بیانگر تعداد سیکل‌های لازم برای رشد کامل پره و شکستن پره است.

در جدول 7 (با استفاده از داده‌های جدول 6 و رابطه پاریس) تعداد سیکل لازم برای هر مرحله از رشد ترک و نیز تعداد سیکل نهایی تا شکست پره برای ترکی در موقعیت 1c داده شده است. ملاحظه می‌شود که تعداد سیکل لازم برای شکستن پره در این حالت در حدود 102 میلیون سیکل است.

در شکل 14 نتایج نرخ رشد ترک در قالب نمودار طول ترک برحسب تعداد سیکل برای سه موقعیت 1c، 2c و 3c روی سطح فشاری و در شکل 15 نتایج برای موقعیت‌های 1x، 2x و 3x روی سطح مکشی نیز داده شده در هر دو نمودار ملاحظه می‌شود که با افزایش فاصله از ریشه عمر به شدت افزایش

6- نتیجه‌گیری

هدف از این پژوهش محاسبه نرخ رشد ترک در پره کمپرسور موتور جت T56 است. برای این منظور ابتدا میدان تنش پره در اثر نیروی ثابت گریز از مرکز و نیروی نوسانی آیرودینامیکی تعیین شده است. در ادامه نقاط آسیب‌پذیر روی سطح فشاری و مکشی پره شناسایی شده و ترک‌های اولیه در این نقاط مدل شده است. سپس این ترک‌ها در 12 مرحله تا شکست نهایی پره رشد داده شده‌اند و در هر مرحله با استفاده از روش راجو-نیومن ضرایب شدت تنش در آن‌ها محاسبه شده و سرانجام از طریق رابطه پاریس نرخ رشد ترک برای همه موقعیت‌های تعیین شده به دست آورده شده است. نتایج این کار را می‌توان به شرح زیر ملاحظه کرد:

- 1- با توجه به بارگذاری‌های اعمالی بر پره سرعت رشد اندازه طول ترک حدود 6.5 برابر سرعت رشد اندازه عمق ترک است.
- 2- در هر دو سطح فشاری و مکشی وجود ترک در نواحی نزدیک‌تر به ریشه پره عمر را به شدت کاهش می‌دهد.
- 3- نرخ رشد ترک روی سطح مکشی به مراتب بیشتر از سطح فشاری است.
- 4- بیشترین عمر مربوط به ترکی در ارتفاع 6 میلی‌متر بالای ریشه ترک و روی سطح فشاری و کمترین عمر مربوط به ترکی با ارتفاع یک میلی‌متر بالای ریشه پره و روی سطح مکشی آن است.

7- مراجع

- [7] B. W. Lee, J. Suh, H. Lee, T. G. Kim, Investigations on fretting fatigue in aircraft engine compressor blade, *Engineering Failure Analysis*, Vol. 18, No. 7, pp. 1900-1908, 2011.
- [8] E. Poursaeidi, A. Babaei, F. Behrouzshad, M. M. Arhani, Failure analysis of an axial compressor first row rotating blades, *Engineering Failure Analysis*, Vol. 28, pp. 25-33, 2013.
- [9] S. Biswas, M. Ganeshachari, J. Kumar, V. S. Kumar, Failure analysis of a compressor blade of gas turbine engine, *Procedia Engineering*, Vol. 86, No. 1, pp. 933-939, 2014.
- [10] V. Troshchenko, A. Prokopenko, Fatigue strength of gas turbine compressor blades, *Engineering Failure Analysis*, Vol. 7, No. 3, pp. 209-220, 2000.
- [11] L. Witek, Experimental crack propagation and failure analysis of the first stage compressor blade subjected to vibration, *Engineering Failure Analysis*, Vol. 16, No. 7, pp. 2163-2170, 2009.
- [12] L. Witek, Crack propagation analysis of mechanically damaged compressor blades subjected to high cycle fatigue, *Engineering Failure Analysis*, Vol. 18, No. 4, pp. 1223-1232, 2011.
- [13] D. Hu, R. Wang, Combined fatigue experiments on full scale turbine components, *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, Vol. 85, No. 1, pp. 4-9, 2013.
- [14] C. M. Martinez, D. Eylon, T. Nicholas, S. R. Thompson, J. J. Ruschau, J. Birkbeck, W. J. Porter, Effects of ballistic impact damage on fatigue crack initiation in Ti-6Al-4V simulated engine blades, *Materials Science and Engineering: A*, Vol. 325, No. 1, pp. 465-477, 2002.
- [15] L. Mendia, F. Estensoro, C. Mary, F. Vogel, Effect of combined cycle fatigue on Ti6242 fatigue strength, *Procedia Engineering*, Vol. 10, pp. 1809-1814, 2011.
- [16] Y. Luo, D. Shi, X. Yang, Design and analysis of specimen and device for biaxial CCF experiment, *Procedia Engineering*, Vol. 67, pp. 506-516, 2013.
- [17] L. Witek, Numerical stress and crack initiation analysis of the compressor blades after foreign object damage subjected to high-cycle fatigue, *Engineering Failure Analysis*, Vol. 18, No. 8, pp. 2111-2125, 2011.
- [18] L. Witek, Simulation of crack growth in the compressor blade subjected to resonant vibration using hybrid method, *Engineering Failure Analysis*, Vol. 49, pp. 57-66, 2015.
- [19] E. Poursaeidi, H. Bakhtiari, Fatigue crack growth simulation in a first stage of compressor blade, *Engineering Failure Analysis*, Vol. 45, pp. 314-325, 2014.
- [20] R. C. Rice, Metallic Materials Properties Development and Standardization (MMPDS): Chapters 1-4, pp. 167-213, Virginia 22161, *National Technical Information Service*, 2003.
- [21] A. F. El-Sayed, *Aircraft Propulsion and Gas Turbine Engines*, pp. 619-670, New York, *Taylor and Francis Group*, 2008.
- [22] J. Newman, I. Raju, An empirical stress-intensity factor equation for the surface crack, *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 15, No. 1-2, pp. 185-192, 1981.
- [23] P. Paris, F. Erdogan, A critical analysis of crack propagation laws, *Basic Engineering*, Vol. 85, No. 4, pp. 528-533, 1963.
- [24] S. Chand, S. Garg, Crack propagation under constant amplitude loading, *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 21, No. 1, pp. 1-30, 1985.
- [1] T. J. Carter, Common failures in gas turbine blades, *Engineering Failure Analysis*, Vol. 12, No. 2, pp. 237-247, 2005.
- [2] N. Lourenco, M. Graça, L. Franco, O. Silva, Fatigue failure of a compressor blade, *Engineering Failure Analysis*, Vol. 15, No. 8, pp. 1150-1154, 2008.
- [3] N. Ejaz, I. Salam, A. Tauqir, Fatigue failure of a centrifugal compressor, *Engineering Failure Analysis*, Vol. 14, No. 7, pp. 1313-1321, 2007.
- [4] E. Silveira, G. Atxaga, A. Irisarri, Failure analysis of a set of compressor blades, *Engineering Failure Analysis*, Vol. 15, No. 6, pp. 666-674, 2008.
- [5] A. Kermanpur, H. S. Amin, S. Ziaei-Rad, N. Nourbakhshnia, M. Mosaddeghfar, Failure analysis of Ti6Al4V gas turbine compressor blades, *Engineering Failure Analysis*, Vol. 15, No. 8, pp. 1052-1064, 2008.
- [6] L. Witek, M. Wierzbńska, A. Poznańska, Fractur analysis of compressor blade of a helicopter engine, *Engineering Failure Analysis*, Vol. 16, No. 5, pp. 1616-1622, 2009.