

Факултет инжењерских наука Универзитета у Крагујевцу



Назив студијског програма: Машинско инжењерство

Ниво студија: Основне академске студије

Модул: Машинске конструкције и механизација

Предмет: Металне конструкције

Број индекса : 22/2017

Милош Р. Арсић

Конструкција рамењаче крила авиона завршни рад

Комисија за преглед и одбрану:

1. др Весна Марјановић, ванредни професор
2. _____
3. _____

Датум одбране: _____

Оцена: _____

У оквиру овог завршног рада кандидат треба да:

Да детаљну анализу начина конструисања специфичног дела као што је рамењача крила авиона. Поред историјског развоја, начина везивања, врсте материјала од којих се израђују потребно је да се у раду да и посебан осврт на разлоге отказа овог дела. Које мере могу да се предузму у фази конструисања да би се спречио лом услед замора и појаве иницијалних прслина. Треба анализирати и неколико примера конструисања и анализе напона и деформација

Препоручена литература:

[1] D. Petrašinović: Analiza zamornog veka noseće metalne konstrukcije krila aviona, Mašinski fakultet, Beograd, 2012.

[2] Nikolić R., Marjanović V., Metalne konstrukcije - Priručnik za proračune, Mašinski fakultet Kragujevac, 1998.

[3] Nikolić R., Veljković J., Marjanović V., Metalne konstrukcije - zbirka zadataka, Fakultet inženjerskih nauka, Kragujevac, 2013.

Крагујевац, јул, 2020

Ментор:

др Весна Марјановић, ванредни професор

Садржај

1. Увод	1
2. Конструкција крила	3
2.1 Основни конструкциони елементи крила	3
2.2 Различите конструкцијске изведбе рамењаче	4
2.3 Спајање крила и трупа	4
3. Материјали	6
3.1 Материјали у ваздухопловним конструкцијама	6
3.2 Главне концепције рамењаче у односу на конструктивне материјале	6
3.3 Материјали у односу на начин извођења рамењаче	8
4. Ваздухопловне несреће узроковане грешкама у конструкцији рамењаче	10
5. Рамењача крила авиона	12
5.1 Предвиђање проблема	12
5.2 Конвенционалне и интегралне структуре. Могућа решења	12
5.3 Оптимизација: могућност побољшања дизајна	14
5.4 Увод у оптимизацију	15
5.5 Толеранција на оштећења	15
6. Моменти и силе	17
6.1 Оптерећење конструкција	17
6.2 Несиметричне кутијасте рамењаче	22
7. Примери испитивања напонско деформационог стања рамењаче са прслином	26
7.1 Испитивање узорка рамењаче у фабрици Утва	26
7.2 Експеримент који су спровели студенти Машинског факултета у Београду	33
8. Закључак	40
9. Литература	41

The summary

The summary of this work is split into multiple chapters. This work represents a review of an element of a plane that composes part of a wing and connects it to the wing spar. Shown are the materials that are used in construction of wing spars, in relation to the many requirements that must be fulfilled. A display of aeronautical accidents has been shown, of which one of the causes has been an error in the construction of the wing spar, or insufficient maintenance. Shown are its different types, problems that have appeared during their construction, and possible solutions. The methods of development and advancement throughout history, as with comparison of traditional to the modern wing spars. The second half of the work is focused on forces and loads that a wing spur faces and contains an explanation of an experiment that has been performed by the students of the Faculty of Mechanical Engineering in Belgrade.

Key words: (air)plane, wing spar, construction, wing, load, junction.

Резиме

Резиме овог рада подељен је у више поглавља. Овај рад представља осврт на елемент авиона који се налази у саставу крила и спаја га са трупом, тј на рамењачу. Приказани су материјали који се користе при изради рамењача у односу на разне захтеве које треба да испуне. Дат је приказ ваздухопловних несрећа код којих је један од узрока био грешка приликом израде саме рамењаче или њеног одржавања. Показани су њени различити типови, проблеми који су се јављали током конструисања као и могућа решења. Начини развијања и унапређивања кроз историју, као и поређење традиционалних са модерним рамењачама. У другој половини рада акценат је стављен на силе и оптерећења којима је изложена рамењача, и објашњен је експеримент који су извели студенти Машинског факултета у Београду.

Кључне речи: авион, рамењача, конструисање, крило, оптерећења, спајање.

1. Увод

Људска жеља за освајањем неба и летењем јавља се још код старих Грка, где су људи помоћу воска и перја покушавали да имитирају лет птице и тако да полете. У почетку су покушаји наравно били неуспешни, али је то само подстакло нове идеје о имитирању лета птице које су се временом развијале и до данашњег времена тај развој није престао.

Први авиони имали су једноставну конструкцију са управљачким површинама преко деформација конструкције крила, без сервисних отвора и резервоара за гориво као на пример авион браће Рајт који је приказан на *слици 1*, у односу на авионе какви се данас користе *слика 2*.



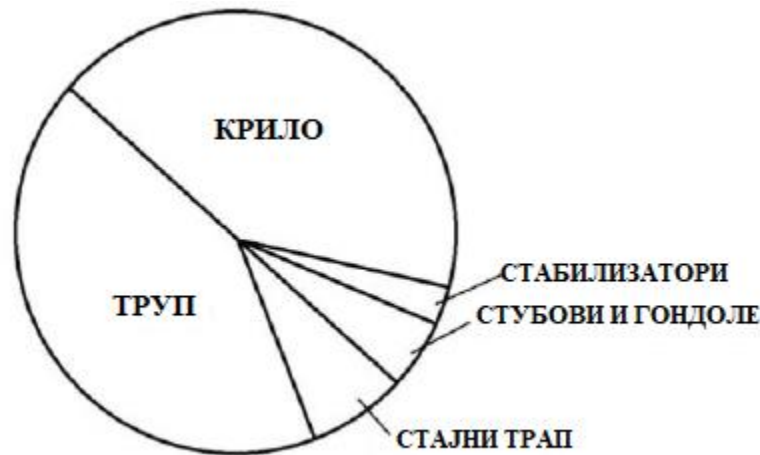
Слика 1: Авион браће Орвила и Вилбура Рајта [4]



Слика 2: Боинг 737 [5]

Од самог почетка развоја ваздухопловства знало се да мора да постоји неки елемент којим ће да се споји крило са трупом. Тај елемент је управо рамењача крила авиона. Ваздухопловне конструкције су типичан представник групе машинских склопова који у

експлоатацији трпе изузетна оптерећења. На *слици 3* су приказани најоптерећенији елементи једног авиона. Крило, поред трупа, представља елемент који је код авиона најоптерећенији.



Слика 3: Подела оптерећења авиона [1]

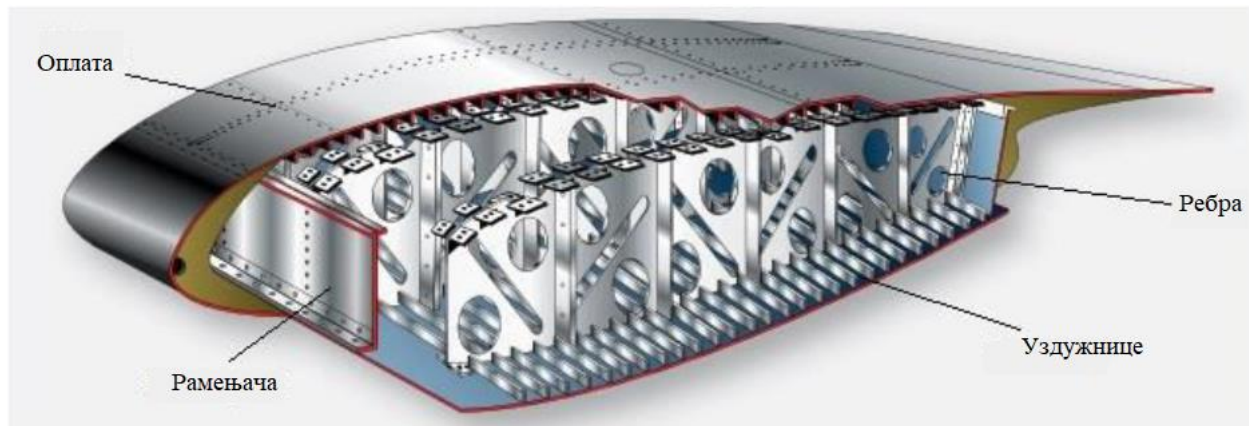
Мали, спори авиони имају права, скоро правоугаона крила. За ова крила, главно оптерећење се са крила преноси на труп док се напони услед савијања преносе првенствено на рамењаче. У ствари, рамењаче су главни структурни елементи на конструкцији крила. За рамењаче су прикачена ребра која крилу дају аеродинамичан облик. Током лета, напони се преносе на оплате крила, затим на ребра, и коначно до рамењаче. Рамењаче такође морају носити и оптерећења која потичу од трупа, стајног трапа и моторских гондола. Рамењаче су главне греде носећег система крила, које преносе савијање.

Како спаја два убедљивио највећа и највише оптерећена дела авиона (крило и труп), и пошто се са тих делова оптерећење преноси на конструкцију рамењаче крила авиона представља прави изазов за сваког ваздухопловног инжењера, јер у случају грешке у фази конструисања може доћи до катастрофалних последица, као што их је већ било случајева кроз историју, од којих су само неки наведени касније у овом раду. [1, 4, 5, 6]

2. Конструкција крила

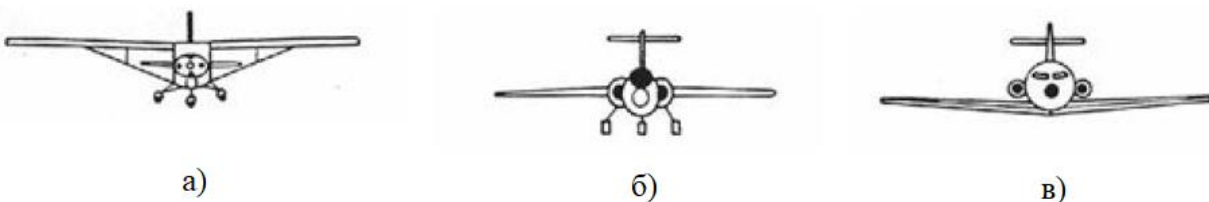
2.1 Основни конструкциони елементи крила

Основни конструкцијски елементи класичне конструкције крила су: рамењача, ребра, уздужнице и оплата. На *слици 4* су приказани основни елементи конструкције крила.



Слика 4: Основни елементи конструкције крила [7]

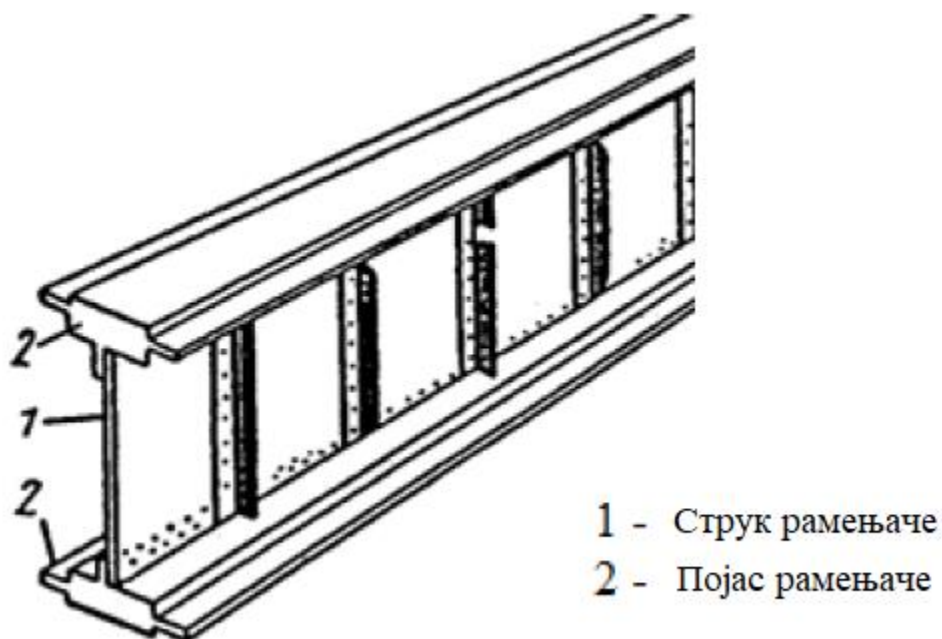
Наведени елементи чине главну носиву конструкцију крила која на себе преузима сва оптерећења. Од свих ових елемената највеће оптерећење трпи рамењача. Уз наведене делове крило се још састоји и од крилаца, закрилца, завршетка врха крила и резервоара за гориво. Крило у односу на труп може да заузима три положаја. Први облик су високо постављена крила (висококрилци), а њихова примена је најчешће код теретних авиона због лакшег маневрисања теретом на писти. Други облик су крила постављена на средини трупа и трећа изведба су крила постављена на доњем делу трупа авиона, и то је уједно и најчешће коришћен положај крила код путничких авиона. У зависности од положаја крила зависи и тип рамењаче којом ће да буде повезана са трупом. На *слици 5* су приказане различите позиције крила у односу на труп. [6]



Слика 5: Позиција крила у односу на труп: а) високо постављена; б) постављена на средини; в) постављена на доњем делу. [6]

2.2 Различите конструкцијске изведбе рамењаче

Рамењаче су основни део конструкције крила, састављене су од струка рамењаче и појаса рамењаче (слика 6). Појас рамењаче на себе преузима напрезања на притисак и затезање која настају током лета док струк рамењаче на себе преузима оптерећења услед попречних сила и момента торзије. [6]

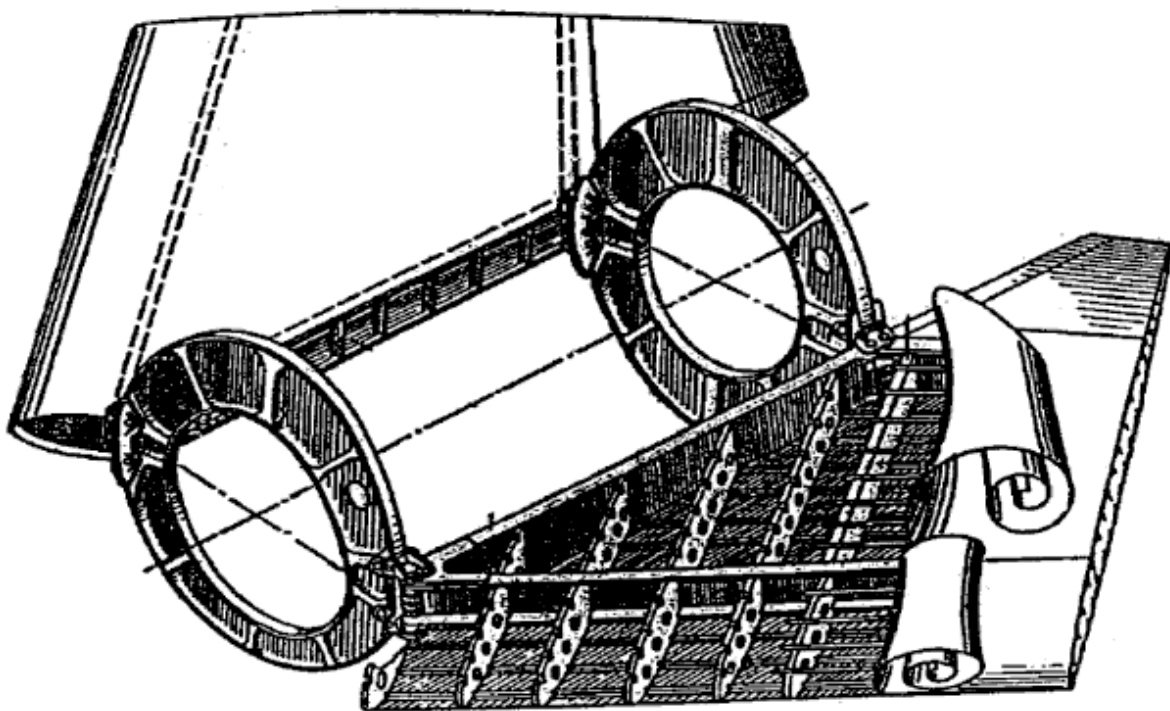


Слика 6: Конструкција рамењаче [6]

Према начину извођења, рамењаче могу бити састављене, извучене или глодане из једног комада метала или могу бити израђене различитим решеткастим изведбама. Главна предност састављених рамењача је у томе што имају мању могућност стварања пукотина, док им је главна мана већа маса због састављања из више делова и спајања закивцима.

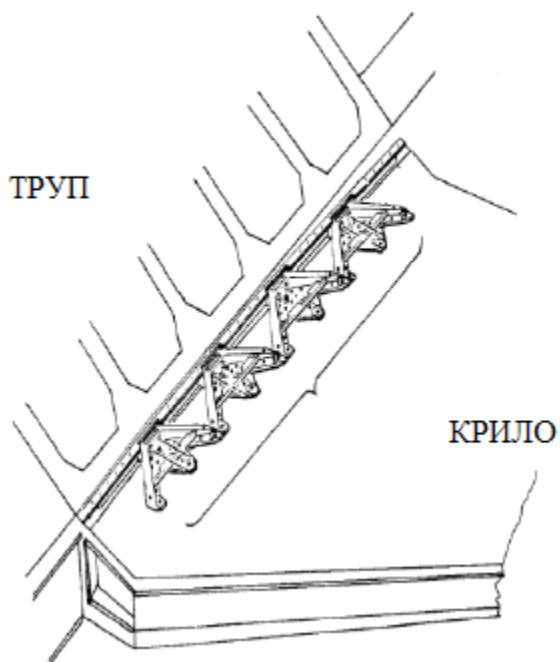
2.3 Спајање крила и трупа

Већина авиона спој између крила и трупа остварује у три тачке (дискретан спој). Ловачки авиони старије генерације имају у највећем броју случајева спој крила и трупа преко две рамењаче које се спајају на носиве прстенове трупа, пример таквог авиона је MIG-21 (слика 7).



Слика 7: Пример спајања крила и трупа код MiG-21 [6]

Континуирани спој може се наћи код модерних ловачких авиона типа F-16 (слика 8) као и код модерних изведби путничких авиона. Спајање се врши преко трупа и више рамењача које су израђене од титанијумових легура. [6, 7, 8]



Слика 8: Спој крило/труп авиона F-16. [8]

3. Материјали

3.1 Материјали у ваздухопловним конструкцијама

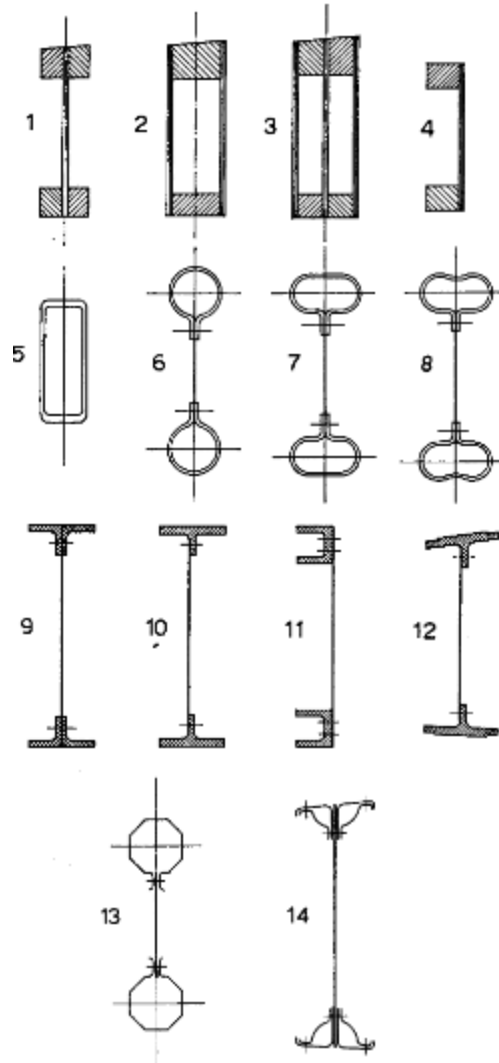
Битна карактеристика авиона је његова укупна маса. Мања маса авиона омогућава мању потрошњу горива, већи домет и самим тиме веће финансијске уштеде на које се јако обраћа пажња код путничких и транспортних авиона. Код конструкција авиона тежи се смањењу укупне масе, што се покушава остварити применом нових конструкцијских изведби или применом модернијих материјала. [10]

У ваздухопловству се до Првог светског рата као материјал за градњу користило искључиво дрво. За време Другог светског рата, иако већ застареле, дрвене конструкције су се појавиле на неким авионима као решење за несташицу алуминијума. Данас се, осим у једриличарству и моделарству, дрво готово и не користи јер је замењено лаким легурма и композитним материјалима.

Материјали у авионским конструкцијама морају задовољити захтеве што веће специфичне чврстоће (однос чврстоће и густине) и специфичне крутости (однос модула еластичности и густине). Полимерни композитни материјали задовољавају највише тражена својства па се зато данас све више примењују у ваздухопловству. Велику примену такође имају и разне врсте алуминијумских легура, титанијумових и челичних легура. Иако се данас тежи коришћењу полимерних композитних материјала, велики део у конструкцији и даље имају алуминијумски материјали око 45-50 %. На другом месту се налазе челичне легуре са 15 %, затим титанијумове легуре са 20 %, полимерни композитни материјали са 15-20 % и остали примењивани материјали са 15 %. Логично је очекивати да ће се удео полимерних композитних материјала повећати у односу на све остале материјале.

3.2 Главне концепције рамењаче у односу на конструктивне материјале

У случајевима подупртих или утегнутих крила поред савијања јавља се и хоризонтална компонента ослонаца као допунска аксијална сила у рамењачи. Конструктивно рамењаче се састоје из спољних појасева и централних зидова и могу бити или тзв. „плочасте“ са једним зидом, или „кутијасте“ са два или три зида. На *слици 9* приказане су неке чешће коришћене концепције пресека рамењача за разне конструктивне материјале. [9]



Слика 9: Главне концепције пресека рамењаче [9]

Позиције 1,2,3 и 4 представљају дрвене рамењаче, и то прве три за крила, а последња, под 4, за крмне површине. Позиција под 3 са три зида настала је због потреба повећања спојних површина лепљењем између појасева и зидова који преносе јаке трансферзалне силе. Позиција 5 јесте правоугаона цев од лаке легуре Al-Cu-Mg може да послужи за рамењачу танког лакшег крила или веће репне површине. При томе су вертикалне стране (као зидови) стањене, док су хоризонталне краће стране које служе као појасеви задебљане. Позиције под 6, 7 и 8 типичне дуралуминијумске за крила са платненом пресвлаком (код старијих лаких авиона). Појасеви су извучени из дебљег лима типа „Al-Cu-Mg“ а равни зидови су од истог материјала мање дебљине и везани закивцима са појасевима.

Позиције 9, 10, 11 и 12 су решења рамењача за модерне брзе авионе са носећом крутом пресвлаком. За појасеве су примењени извучени масивни профили разних пресека из „Al-

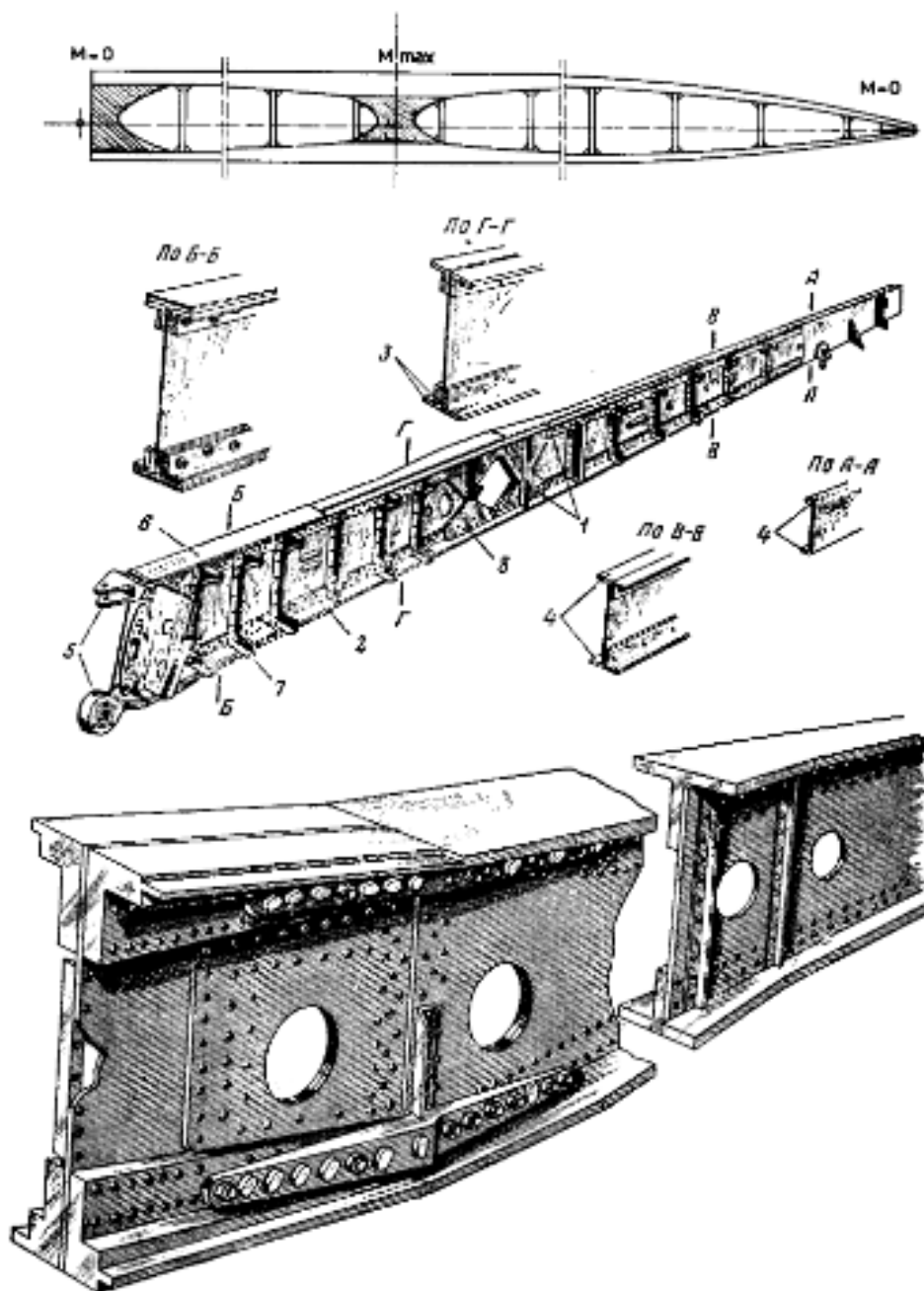
Cu-Mg" или Al-Mg-Zn" легура, а за зидове исти лимени материјал, везан закивцима са појасевима.

Коначно, позиције 13 и 14 представљају конструктивну комбинацију појасева из извучених легираних челичних лимених профила и равних зидова од лакких алуминијумских легура. При томе позиција 13 одговара крилу са платненом пресвлаком а позиција 14 крилу са металном кором при чему спољне површине челичних појасева належу тачно под саму лимену кору.

3.3 Материјали у односу на начин извођења рамењаче

У вези са промењивим током оптерећења рамењаче дуж распона, треба и њене пресеке и димензије појасева подешавати што приближније току моментне линије, како би се добила што равномернија напрезања у појединим пресецима. [9]

На *слици 10* су дати примери таквог извођења рамењача за три различита случаја.



Слика 10: Примери извођења рамењача [9]

У горњем делу слике имамо случај дрвене рамењаче подупртог крила, где од места ослонца са вредношћу максималног момента исти опада на обе стране на нулу. Средњи део представља стандардну рамењачу слободноносећег металног типа, где момент савијања од вредности M_{max} у корену крила опада на нулу на ивици крила. Овде можемо као базу узети средњи пресек Г-Г, где је појас формиран са два једнака угла. Према корену крила (у

пресеку б-б) исти се појачава додатком спољних плоча. Идући од базичног пресека према ивици појас се смањује скидањем једног угла, а уместо њега се савија горња ивица лименог зида рамењаче (пресек В-В) док се сасвим на ивици и тај угао потпуно не елиминише, тако да само остаје лимени зид са обореним ивицама као појасевима (пресек А-А).

И на крају у дну слике имамо случај наглог прелаза у димензијама појаса у вези са истовременим јачим углом набора. Због тога, а нарочито због јачег набора, у овом случају рамењача је на том месту потпуно пресечена и помоћу јаким челичних окова настављена са новим типом профила појаса. [9]

4. Ваздухопловне несреће узроковане грешкама у конструкцији рамењаче

Анализирање различитих конструкција је постало важно за технолошки развој у многим ваздухопловним конструкцијама, аутомобилима, пумпама, турбинама, итд., подложним променљивим оптерећењима и вибрацијама. Данас се наводи да 90 % свих механичких кварова може да се припише замору који би требало да се предвиди и спречи још у фази конструкције дела. Лом услед замора је посебно подмукао јер се јавља без икаквих очигледних упозорења. Због тога је налажење оптималне конструкције у којој ће замор да се одложи колико је год то могуће од изузетног значаја у индустрији и пракси. [11, 12]

Несреће изазване ломом услед замора материјала приказане су у наставку.

-1948 Northwest Airlines на лету 421 срушио се због замора материјала рамењаче крила.

-1954 British Overseas Airways Corporation на лету 201 претрпео је експлозивну декомпресију и срушио се у Средоземно море, усмртивши све људе у авиону. Узрок је био замор метала зида рамењаче што је довело до експлозивне екомпресије и наглог продора ваздуха.

-1957 "Mt. Pinatubo", председнички авион Филипинског председника Рамона Магсајсаја срушио се због квара мотора узрокованог замором метала. Погинуло је свих 25 путника укључујући и Филипинског председника.

-1968 Los Angeles Airways на лету 417 изгубио је један од својих главних ротора због замора материјала.

-1968 MacRobertson Miller Airlines на лету 1750, изгубио је крило због неправилног одржавања рамењаче што је довело до тога да се рамењача потпуно одвоји од трупа.

-1980 LOT Flight на лету 7 срушио се због замора вратила турбине мотора и што је проузроковало дезорјентацију мотора и губитка контроле.

-1985 Japan Airlines на лету 123 срушио се након што је авион изгубио вертикални стабилизатор због неисправних поправки на задњој прегради рамењаче.

- 1988 Aloha Airlines на лету 243 претрпео је експлозивну декомпресију због замора.
- 1989 United Airlines на лету 232 изгубио је задњи мотор због квара у диску вентилатора узрокован превеликом вибрацијом крила зато што је рамењача била пред ремонтом и неки закивци су се одвалили.
- 1992 El Al Flight на лету 1862 изгубио је оба мотора на десном крилу, због замора носача мотора који се јавио услед квара при постављању мотора на стубове.
- 2001 крило C-141 StarLifter који је припадао USAF (америчком ратном ваздухопловству), срушило се током пуњења горива за пут у Немачку, као што је приказано на *слици 11*. Узрок томе је био замор рамењаче крила.
- 2002 China Airlines на лету 611, распао се у лету због замора.
- 2005 Chalk's Ocean Airways на лету 101 изгубио је десно крило услед замора рамењаче проузроковано неадекватном процедуром при одржавању



Слика 11 : Крило авиона C-141 StarLifter који припада USAF (америчком ратном ваздухопловству), срушило се током допуњавања горива за пут у Немачку. [11]

5. Рамењача крила авиона

5.1 Предвиђање проблема

Данас ваздухопловни инжењери улажу велике напоре у анализу и предвиђање раста пукотина у конструкцијама различитих делова авиона. Опште је прихваћено да мали раст пукотина, посебно у материјалима (попут легура алуминијума) који се користе за примарне компоненте ваздухоплова, попут рамењача крила, доводе до стварања великог проблема у кратком временском року. Рамењача је одговорна за оптерећења на савијање и она је саставна веза између крила и трупа и често се сматра главним конструктивним елементом крила. Њен положај у главној конструкцији је нормалан у смеру тока и продужен је од трупа до врха крила. Рамењаче су највише оптерећени делови авиона. У корену преносе много више силе, него у врху. Будући да ће се крила савити према горе, рамењаче обично преносе силе смицања и моменте савијања. Пукотина замора ће неприметно порасти под оптерећењем, најпре по ободу, а затим по целој површини. Овај раст пукотина може довести до катастрофалног кvara, ако се не примети током ремонта и сервиса.

5.2 Конвенционалне и интегралне структуре. Могућа решења

За производњу лаганих и економичних авиона инжењери морају да користе напредне материјале и технике конструкције, као и моћне алате за анализу. Ово се посебно односи на комерцијалне летелице са крилима састављеним од лаких материјала у чијем се саставу налазе уздужне рамењаче (у облику Л или У-зглобова) и аеродинамички оптимизованих ребара. Жица и ребра углавном су спојени платном закивцима и ови спојеви су током лета изложени различитим комбинацијама оптерећења. Закивци (познати и као диференцијалне структуре) још увек се широко користе; међутим, као последица циклуса оптерећења, платно се шири и скупља што резултира замором метала. Због присуства избушених рупа за закивце, платно има много места за напрезања што може довести до стварања пукотина. Трендови у индустрији цивилних ваздухоплова су да се стварању авиона високе издржљивости са минималном тежином и високом ефикасношћу за стварање производа на високо конкурентном тржишту. Дизајнери авиона су усмерени ка новим техникама пројектовања које би омогућиле смањење тежине и контроле без утицаја на безбедност конструкција. Конвенционалне металне изграђене конструкције користе се више од 60 година, а процес дизајнирања и производње је оптимизован. У конструкцијама авиона, посебно рамењаче, потребне су рупе за њено склапање закивцима са трупом и крилима, видети *слику 12*. Концентрација напона ће се створити у тим дисконтинуитетима (рупама) као резултат спољне силе и зависити од пречника и локације отвора. Напрезања су углавном већа од номиналних вредности, а ако се не узму у обзир мере предострожности (добар квалитет обраде отвора, индукција заосталог напрезања итд.), ти отвори могу бити места покретања пукотина и еволуције ширења пукотине. Лом услед замора око рупе за закивке

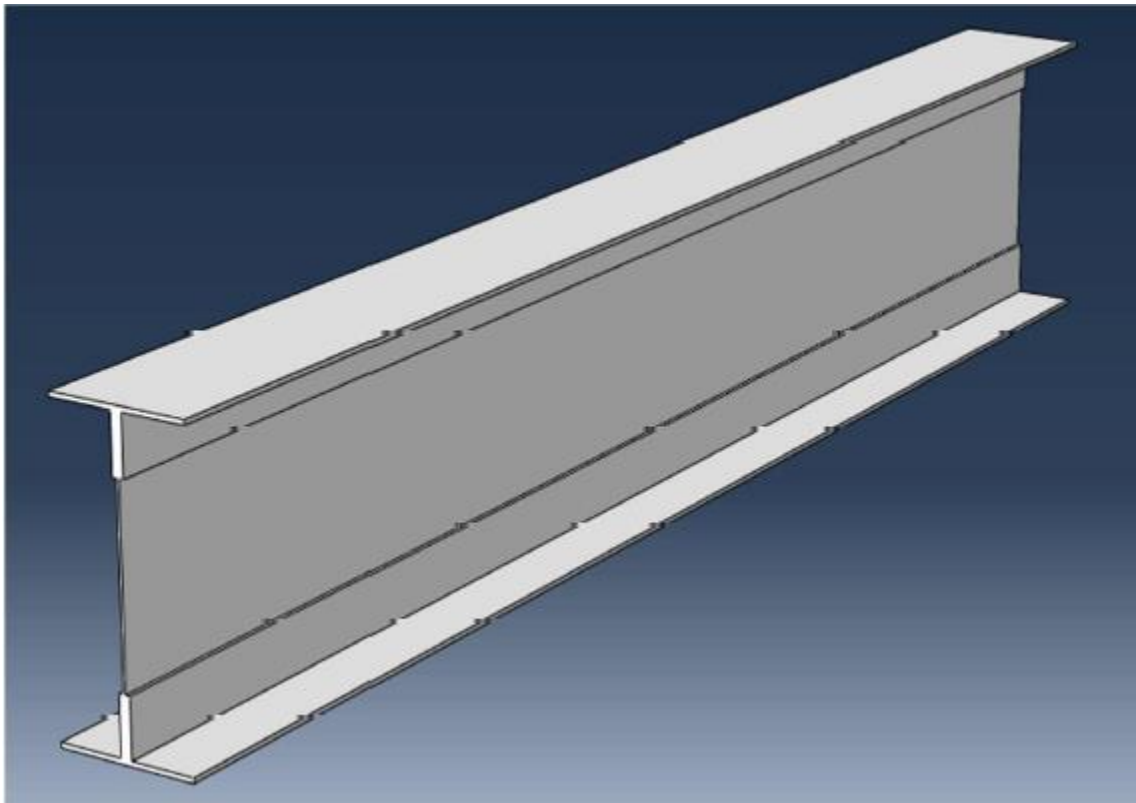
јавља се у 50% -90 % свих ломова делова авиона. Питања покретања пукотина и пораста повезаних са закованим структурама су добро разумљива и чини се да је тешко добити значајна побољшања у технологији закивања. [12]



Слика 12: Конвенционална алуминијумска рамењача са рупама (монтажним) [12]

Развој других технологија (попут ласерског заваривања) омогућио је производњу такозваних интегралних конструкција, што је заузврат смањило примену закованих спојева. Интегралне структуре, које омогућавају платну и другим елементима да се понашају као континуум, погоднији су за побољшања. У поређењу са конвенционалним закованим рамењачама, интегралне рамењаче су лакше, лакше се прегледају и имају мање подручја са великим напрезањем погодним за покретање пукотина. Током лета крило је изложено значајном оптерећењу. Кретање авиона ствара снагу подизања која држи возило у ваздуху и - истовремено савија цело крило усправно; према томе, горњи елементи су оптерећени на притисак, док доњи су подвргнути затезању. Да би се постигло даље смањење тежине и трошкова контроле потребно је развити нове технике дизајнирања попут металне интегралне конструкције. Интегралне структуре попут рамењаче крила, као што је приказано на *слици 13*, израђују се производним процесима као што су заваривање, ливење, ковање, велика екструзија и велика брзина обраде од алуминијумске плоче без потребе за причвршћивањем. Ово омогућава модуларну израду великих делова авиона пре коначне монтаже. Једна од главних предности интегралне металне конструкције је искључење затварача и преклапајућих спојева у ваздушном оквиру што смањује трошкове израде и одржавања заједно са конструкцијском тежином трупа и крилних плоча. У експерименту

коју је НАСА спровела у сарадњи с Боингом о изводљивости интегрално учвршћених металних плоча трупа показује да број делова опада са 78 делова за заковану основну плочу на 7 делова за интегралне структуре авионског оквира. Одсуство рупа за причвршћивање такође ће уклонити изворе покретања пукотина што резултује много бољом издржљивошћу дела и поједностављивањем прегледа током ремонта и сервиса. Интегрална рамењача крила има користи од каснијег покретања пукотина , јер су локалне концентрације напрезања знатно ублажене у поређењу с традиционалним уграђеним конвенционалним рамењачама, нпр. учвршћивачи нису потребни.



Слика 13: Интегрална алуминијумска рамењача (без рупа) [12]

5.3 Оптимизација: могућност побољшања дизајна

Летелице су углавном изграђене од основних компоненти трупа, крила, репних јединица и контролних површина. Свака компонента има једну или више специфичних функција и мора бити пројектована тако да може поуздано обављати ове функције. Сваки мали квар конструкције или квар било које од њених компоненти може довести до катастрофалне несреће која узрокује огромно уништавање живота и имовине. [12]

Структура ваздушног оквира представља један од најбољих примера односа снаге и тежине у области машинства. Када дизајнирате авион, све се завршава оптималним пропорцијама тежине возила и корисног терета. Авион мора бити снажан и довољно чврст да издржи изузетно окружење у којем се креће.

Да би се смањили индуковани нежељени напони, греда која носи терет попут крила мора да има инерцијални момент везаног подручја што је могуће већи. Међутим, пораст таквог инерцијалног момента долази са повећањем површине попречног пресека, а самим тим и тежине крила. Стога повећање инерцијалног момента не би требало да се одвија по цени превелике тежине крила. Инжењери су одувек покушавали да оптимизују структурни дизајн за перспективу уштеде материјала и смањење трошкова. Оптимизација се може обавити у односу на материјал, величину, облик и топологију грађевине.

5.4 Увод у оптимизацију

Авион је сложене структуре, али врло ефикасна летећа машина коју је направио човек. Конструкција авиона је најочитији пример где функционални захтеви захтевају лагану тежину и јаче структуре. Ефикасна структурна компонента мора имати три основна својства, и то:

- 1) Способност за обављање предвиђених функција ;
- 2) Адекватни радни век ;
- 3) Са способношћу да се произведе по разумној цени.

Примарни фактори које треба узети у обзир у конструкцијама авиона су снага, тежина и поузданост. Ови фактори одређују захтеве које мора испунити сваки материјал који се користи за конструкцију или поправку ваздухоплова. Оквири за ваздух морају бити снажни и лагани. Оптимизација облика све се више користи за дизајн лаганих конструкцијских компоненти. Такође се користи за развој стратегија локалног облика за обнављање оперативне доступности старих структурних компоненти. Међутим, важно је напоменути да све нове конструкције ваздухоплова, њених елемената и структурне промене извршене у експлоатацији ваздухоплова захтевају анализу толеранције на оштећења како је наведено у структурним смерницама америчких заједничких служби ЈССГ-2006 [1], у којима се наводи да су сви безбедносни режими критичне конструкције лета треба да буду пројектоване коришћењем анализе толеранције оштећења. [13, 14]

5.5 Толеранција на оштећења

Толеранција оштећења се дефинише као концепт који полази од тога да свака структура садржи неки вид неправилности, оштећења или деформације чак и пре почетка експлоатације. Концепт који обезбеђује структурну сигурност чак и при постојању односно при ширењу прслине, комбинацијом: пажљивог предвиђања степена раста прслине и примене адекватних метода детекције оштећења. У оквиру данашњег знања, једини начин да се у потпуности постигне концепт поуздане структуре је обезбеђивање спорог и у

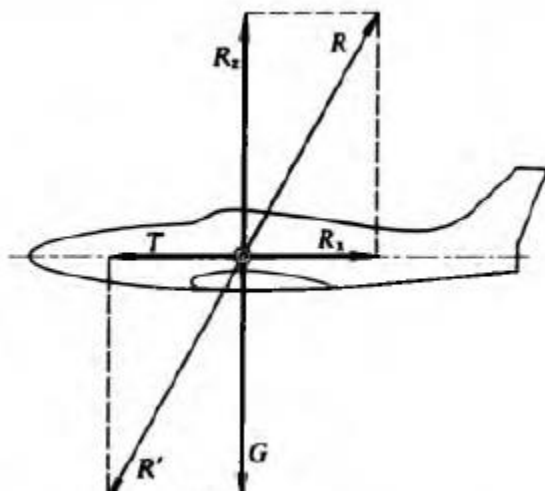
потпуности контролисаног процеса ширења прслине. Ово је могуће из разлога што чак и при постојању извесног оштећења, структура има одређену заосталу чврстоћу, која је мања него у случају када оштећење не постоји, али ако је њена вредност већа од критичне, она тада може да обезбеди носивост. Сви ови процеси су, наравно, строго контролисани, и степен ширења прслине и величина постојеће прслине и заостала чврстоћа, а критична дужина прслине и критична заостала чврстоћа морају бити познате величине. Контролисано ширење прслине је дозвољено само код поузданих структура. Поправком такође код безбедних структура не сме доћи до оштећења, него се при детектовању истих приступа замени дела. Јасна граница између поузданих и безбедних структура није у потпуности дефинисана за све елементе. Као безбедне структуре се пројектују нпр. главни стајни трап и носна нога, јер код њих не може бити обезбеђена структурна преодређеност. Као поуздане структуре се пројектују нпр. интегрална оплата крила и трупа, односно крило са више од две рамењаче. Што се нпр. моторског носача тиче, он може бити формиран и као сигурна и као поуздана структура, а избор зависи од конструкторске вештине. Рамењача крила авиона инжењерима ствара велике проблеме јер је то елемент конструкције авиона који мора да издржи велика промењива оптерећења а уједно од његове масе зависи и материјал за изградњу крила од чега у многоме зависи и тежина самог авиона. Из тог разлога рамењача је елемент авиона који мора бити и безбедан и поуздан. У стварању такве рамењаче ваздухопловни инжењери нису једногласни и не слажу се међу собом у многим ставкама везаним за сам процес конструкције рамењаче. Концепт безбедности повлачи за собом повећање масе конструкције, док концепт поузданости није могуће применити на све делове или склопове конструкције. Решење је оптимална комбинација ова два концепта и то у оквиру околности да се већи део конструкције одликује структуралном преодређеношћу, тј. поузданог је карактера, док мањи део конструкције има јединствену линију носивости, па је пројектован као безбедан. Таквим приступом се достиже поузданост од 0,999999 против катастрофалног лома, без повећања масе и са врло малим повећањем трошкова. [1]

6. Моменти и силе

Прорачун и димензионисање елемената авиона спроводи се на основу оптерећења конструкције авиона која делују у лету тј. током полетања и слетања као и за време вожње по земљи (рулање по писти) или води (код хидроавиона). Та оптерећења авиона, односно напрезања његових елемената, зависе од неколико фактора као нпр. Од аеродинамичких и конструкцијских карактеристика авиона, његовој намени, временским условима и начину (техници) пилотирања, тј, од брзине покретања команди авиона.

6.1 Оптерећење конструкција

Вредности које се узимају као основа за прорачун чврстоће и крутости елемената авиона зависе од преоптерећења тих елемената, која настају због неустаљеног кретања при промени смера или брзине. [2,3,15]



Слика 14: Силе које делују на авион у хоризонталном лету кроз мирну атмосферу [15]

За време устаљеног кретања у хоризонталном лету у мирној атмосфери и са константним режимом рада мотора на авион делују четири основне силе које су у стању равнотеже: сила полетања R_z , сила гравитације G , сила отпора R_x , и вучна или потисна сила T . Према слици 14 између тих сила постоје односи:

$$R_z = G \text{ и } R_x = T.$$

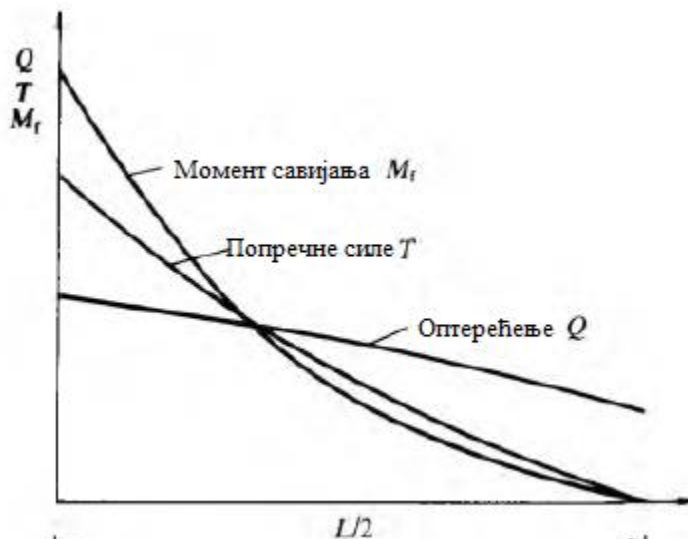
Ако је авион из устаљеног хоризонталног лета, када је $R_z = G$, променио смер кретања, на авион ће осим наведених сила деловати и центрифугална сила $R_{ci} = mv^2/r$, где је m маса авиона, v брзина по трајекторији, r полупречник заокрета.

Током лета, односно еволуције, сви делови авиона нису једнако оптерећени. Нпр., у лету је стајни трап неоптерећен, а у тренутку слетања мора издржати пуно оптерећење. Максимално оптерећење једног елемента авиона, временски се не подудара с максималним

оптерећењем других делова. Да би се постигла потребна сигурност, мора сваки део авиона издржати највеће преоптерећење које се за тај део појављује у најнеповољнијим околностима.

У свим индустријски развијенијим земљама постоје прописи за одређивање напрезања у авионским конструкцијама. У тим прописима наведени су случајеви лета на основу којих се одређују максимална могућа оптерећења уз прописане коефицијенте преоптерећења n и сигурности j . У прописима неких земаља авиони су сврстани према категоријама намене и групама чврстоће, док се другим прописима разврставају према маси авиона, брзини, оптерећењу крила, оптерећењу мотора и сл.

Према прописима разматра се пет основних случајева оптерећења крила. Један од тих пет случајева је и разматрање оптерећења крила на основу сила и момената који делују на рамењачу самог крила. Интеграљењем криве расподеле оптерећења Q , уздуж распона крила добија се крива попречних сила T , а интеграљењем те криве, крива момента савијања M_f (слика 15).



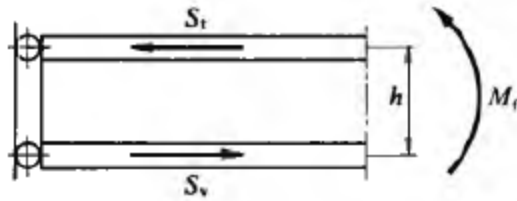
Слика 15: Криве оптерећења Q , попречне силе T , и момента савијања M_f уздуж распона крила [15]

Момент савијања тежи да савије крило у смеру деловања момента. У уздужним ће се елементима крила појавити у аксијалном смеру притисне St , односно затезне силе S_v , нпр. у појасовима рамењаче на слици 16. Вредности сила St и S_v зависе од момента M_f и висине рамењаче h . Силе St и S_v чине пар сила који је у равнотежи са моментом M_f , па је:

$$M_f = St h = S_v h, \quad (1)$$

Одакле следи да је:

$$St = S_v = \frac{M_f}{h} \quad (2)$$

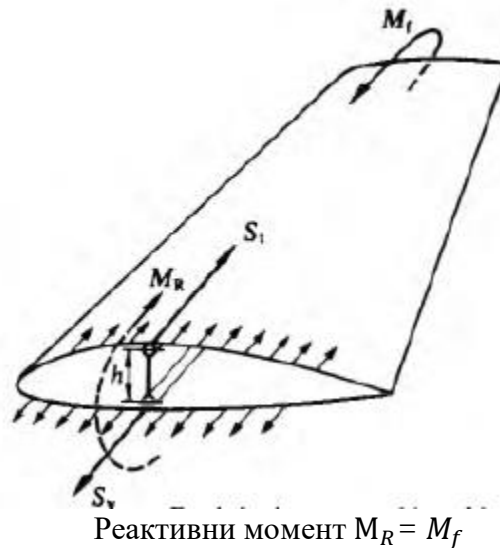


Слика 16: Деловање момента савијања на рамењачу крила авиона [15]

Повећањем висине рамењаче смањују се напрезања у њеним појасевима. Због тога је повољније крило са релативно дебелим профилем, што је обично у супротности са аеродинамичким захтевима. Савремени ламинарни и семиламинарни профили обично имају релативну дебљину до максимално 12% своје дужине, те се због тога примењују крила са више рамењача, са уздужницама тзв. стрингерима, са сендвич-кором и сл. У крилу са једном рамењачом (слика 17), ако се занемари деловање коре и евентуалних стрингера, напрезања у појасу рамењаче, износе:

$$\sigma = \frac{S}{F} \quad (3)$$

Где је F површина пресека једног појаса.



Слика 17: Силе и моменти на крилу са једном рамењачом, [15]

И за крило са две рамењаче важе односи сила и напрезања као и за крило са једном рамењачом, само што тада момент савијања преузимају обе рамењаче (слика 18). Висина предње рамењаче h_1 и задње h_2 редукује се на средњу висину h_{sr} фиктивне рамењаче.

$$h_{sr} = \frac{h_1 + h_2}{2} \quad (4)$$

Па је резултујућа сила притиска, односно сила затезања:

$$P = \frac{M_f}{h_{sr}} \quad (5)$$

Сила P делује на горње и доње појасеве рамењача, а напрезања се у појасевима добију ако се сила P подели збиром површина њихових пресека, па је :

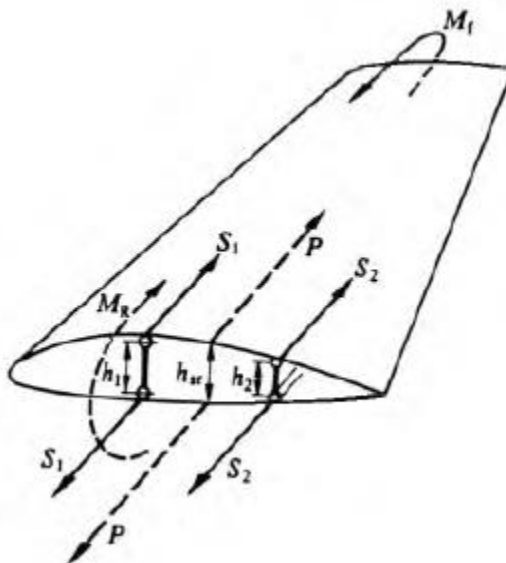
$$\sigma = \frac{P}{F_1 + F_2} \quad (6)$$

Где су F_1 и F_2 површине пресека оптерећени на притисак, односно на затезање предње и задње рамењаче. Према томе, сила S у једном пресеку износи:

$$S = \sigma F, \quad (7)$$

А потребан пресек:

$$F = \frac{S}{\sigma} \quad (8)$$



Слика 18: Силе и моменти на крилу са две рамењаче, [15]

Моменте савијања преузимају појасеви рамењаче тако да горњи преузима аксијалне притисне, а доњи затезне силе, док зид преузима попречне силе. На слици 19 приказана је

рамењача којој је пресек симетричан у односу на неутралну осу $n-n$, а појасеви су једнаке дебљине d . Момент инерције I пресека рамењаче у односу на неутралну осу $n-n$ износи :

$$I = \frac{1}{12} B (H^3 - h^3) \quad (9)$$

Будући да је:

$$\sigma = \frac{M f H}{2I} \quad (10)$$

Након замене добија се:

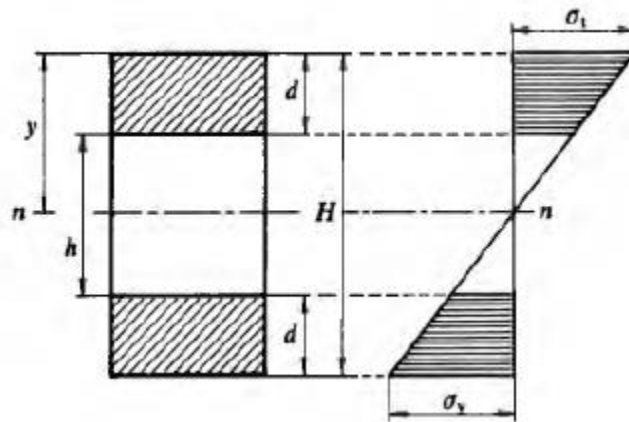
$$\sigma = \frac{6 M f H}{B (H^3 - h^3)} \quad (11)$$

Ако је задато максимално допуштено напрезање, може се (11) написати у облику:

$$h^3 = H^3 - \frac{6 M f H}{\sigma B} \quad (12)$$

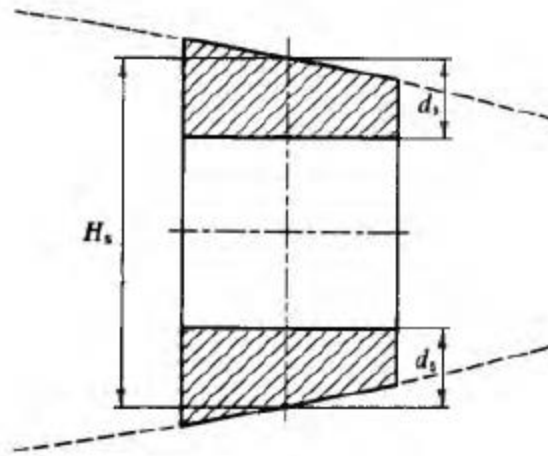
Па је према слици 19 дебљина појаса:

$$d = \frac{1}{2} (H - h) \quad (13)$$



Слика 19: Напрезање рамењаче једнако дебелих појасева и симетричне с обзиром на неутралну осу, [15]

У пракси, поготово кад пресек широких појасева дрвених рамењача није правоугаоног облика, јер горња и доња површина следе контуру профила крила, у изразу (12) уврштава се средња висина H_s (слика 20), па се помоћу ње одређује средња дебљина појаса.



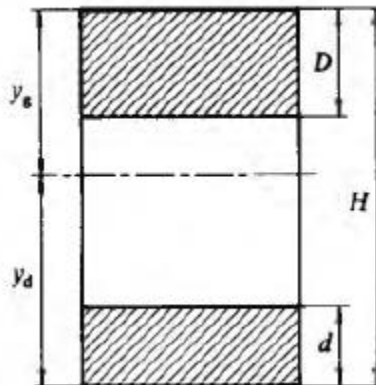
Слика 20: Дрвена рамењача са појасевима који нису правоугаоног пресека, [15]

6.2 Несиметричне кутијасте рамењаче

У случају када су рамењаче дрвене, мора се рачунати на различиту чврстоћу дрвета на притисак и затезање. Чврстоћа на притисак је много мања од чврстоће на затезање, што зависи од врсте дрвета. Због тога је за прорачун меродаван горњи појас који преузима силе притиска, па је једнаки пресек у доњем појасу материјал недовољно искоришћен, што непотребно повећава тежину крила. Прорачун рамењаче с појасевима неједнаких дебљина је прилично компликован, па се у пракси примењују различите приближне методе које дају резултате задовољавајуће тачности. У пракси могу се применити следеће релације (слика 21) [2, 15]

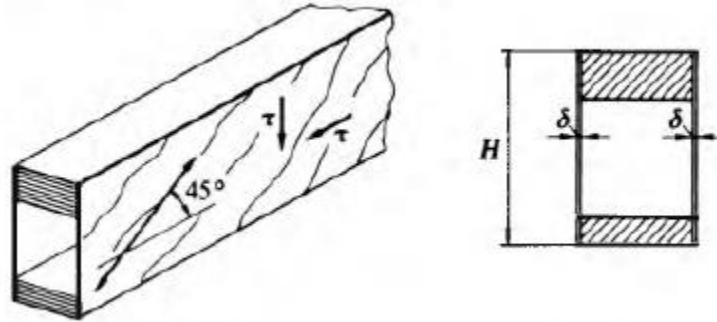
$$\frac{\sigma_p}{\sigma_z} \approx \frac{y_z}{y_d}; \quad \frac{D}{d} \approx \frac{\sigma_z}{\sigma_p} \quad (14)$$

Постоје такође немограми којима се веома олакшавају и убрзавају прорачуни тих елемената.



Слика 21: Линеарни односи у несиметричној кутијастој дрвеној рамењачи, [15]

Зидови преузимају попречне силе у рамењачи, па се деловањем попречних сила у зидовима појављују хоризонталне и вертикалне смичуће силе (слика 22). Зато се за дрвене рамењаче влакна дрвеног зида постављају под углом од 45° у односу на уздужне осе рамењаче.



Слика 22: Попречне силе у несиметричној кутијастој дрвеној рамењачи, [15]

Смичућа напрезања су:

$$\tau = \frac{1.5 T}{\sum \delta H} \quad (15)$$

Па је укупна дебљина зида:

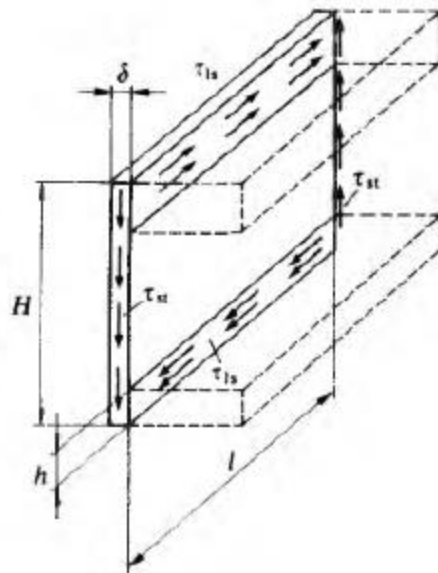
$$\sum \delta = \frac{1.5 T}{\tau H} \quad (16)$$

Будући да је зид рамењаче веза горњег и доњег појаса, тако да појасеви делују као целина (кутија, односно I- носач, слика 23), веза између појаса и зида мора задовољити услов да је:

$$H\delta\tau_{st}l = hH\tau_{Is}l, \text{ односно } H\delta\tau_{st} = h\tau_{Is} \quad (17)$$

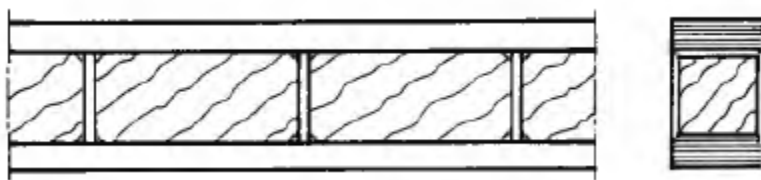
Где је τ_{st} смичуће напрезање у зиду, а τ_{Is} у лепљеном споју дрвене, односно заковане металне конструкције. Из израза (17) произилази и други услов за одређивање минималне дебљине појаса дрвене рамењаче. Да би лепљени спој могао да преузме једнака напрезања као и зид дрвене кутије, висина појаса мора износити :

$$h = \delta \frac{\tau_{st}}{\tau_{Is}} \quad (18)$$



Слика 23: Смичућа напрезања у зиду и појасевима кутијасте дрвене рамењаче, [15]

Побољшања деловања зида постиже се у пракси постављањем тзв. дијафрагми између појасева рамењаче, јер се тако слободна поља зида и тиме спречава стварање набора (гужвања) под оптерећењем (слика 24).



Слика 24: Дијафрагме између појасева дрвене рамењаче, [15]

У савременим авионским конструкцијама торзиона напрезања крила преузима торзиона оплата (торзона кутија). Она се простире или од нападне ивице крила до главне рамењаче (слика 25а), или обухвата, у конструкцијама са више рамењача, поља међу рамењачама (слика 25б).

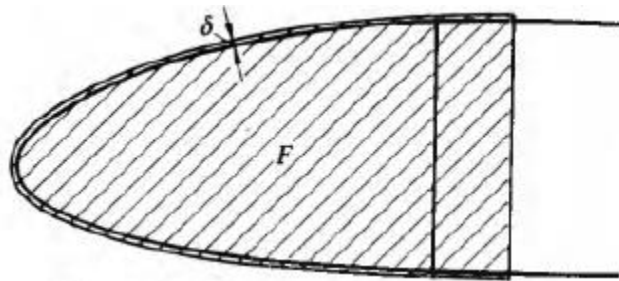


Слика 25: Торзиона оплата. а) крила са једном дрвеном рамењачом;
б) крила са више металних рамењача, [15]

За прорачун крила на торзију за једноставније конструкције се примењује Бредтова формула *слика 26*.

$$\tau = \frac{M_t}{2F\delta} \quad (19)$$

Где је M_t момент торзије у посматраном пресеку, F површина пресека ограничена торзионим кутијом и рамењачом, а δ дебелина коре кутије.



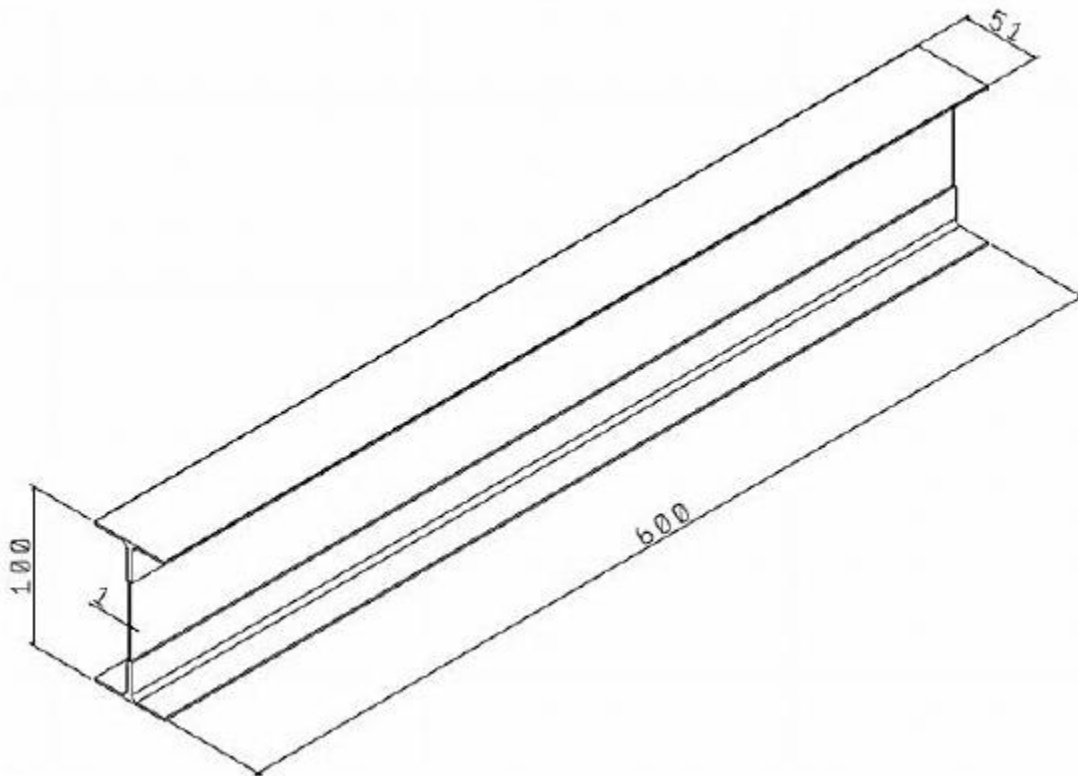
Слика 26: Торзiona кутија дрвене рамењаче, [15]

И тада се ради укружења коре торзионе кутије примењује гушћи распоред ребара или уздужни стрингери, односно кора је сендвич-изведбе. У компликованијим конструкцијама Бредтова формула не даје довољно тачне резултате па се тада употребљавају прорачунске методе изведбе на основу теорије носеће љуске.

7. Примери испитивања напонско деформационог стања рамењаче са прслином

7.1 Испитивање узорка рамењаче у фабрици Утва

Узорак за испитивање конструкције рамењаче представља дуралуминијумска рамењача (танкозидни профил) чије су димензије дате на *слици 27*. [1,12]



Слика 27: Димензије тестираног узорка, [1]

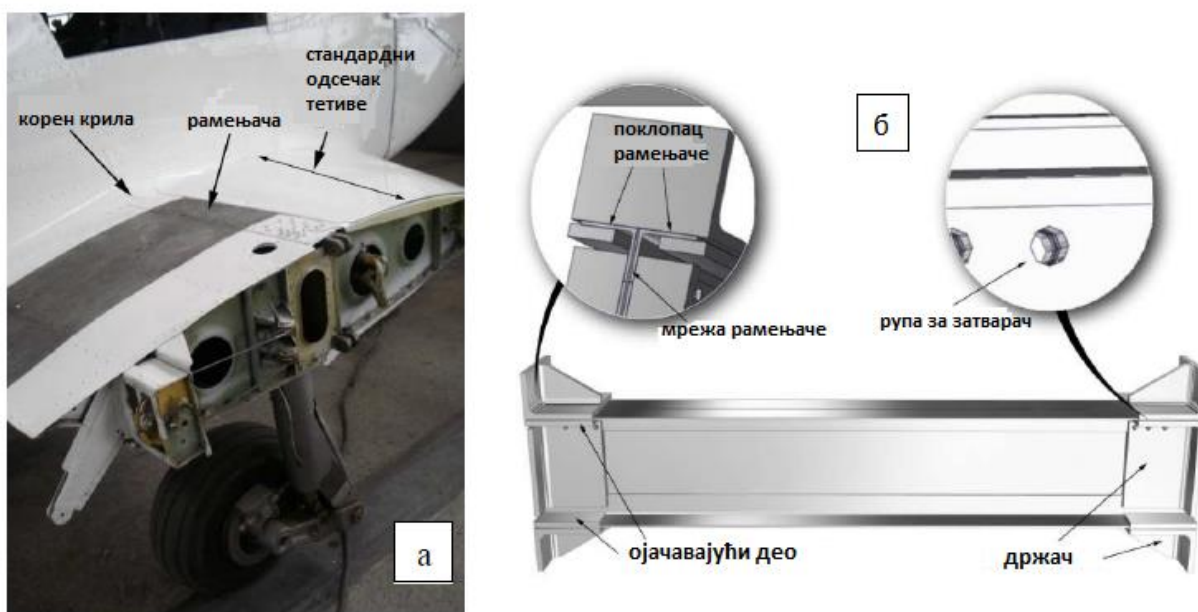
Узорак је израђен од алуминијумске легуре из фамилије легура са 4 цифре, 2024-Т3. Први број 2 означава припадност групи која садржи одређени проценат бакра, док Т3 означава припадност категорији која је тоplotно третирана и хладно обрађивана. Иначе ова легура представља један од најчешће коришћених материјала за израду ваздухопловних конструкција. У *табели 1* приказана је хемијска структура материјала. Пошто се на овом узорку врши и испитивање на замор, на оба краја узорка избушене су шаблонске рупе (Ф5 mm) за везу укљештења и клизача за унос оптерећења.

Табела 1: Хемијски састав материјала, [1]

Компонента	Проценат (%)	Компонента	Проценат (%)
Al	90,7-94,7	Si	max 0,5
Cr	max 0,1	Ti	max 0,15
Cu	3,8-4,9	Zn	max 0,25
Fe	max 0,5	Остало, сваки	max 0,05
Mg	1,2-1,8	Остало, укупно	max 0,15
Mn	0,3-0,9	Al 2024-T3	

Појасеви и зид рамењаче си повезани закивцима такође израђеним од легуре 2024-T3. Како би се обезбедила максимална хомогеност конструкције рамењаче закивци су постављени на растојању од 25 mm.

Тестирани узорак произведен је у фабрици авиона УТВА Панчево. У овој фабрици се врши и производња авиона УТВА-75. Он представља школски авион двосед и служи за почетну обуку војних пилота у Србији. Користи се и у неким аероклубовима широм бивше Југославије. На слици 28 приказано је место склопа крила и трупа авиона УТВЕ-75, као и сама рамењача њеног крила.

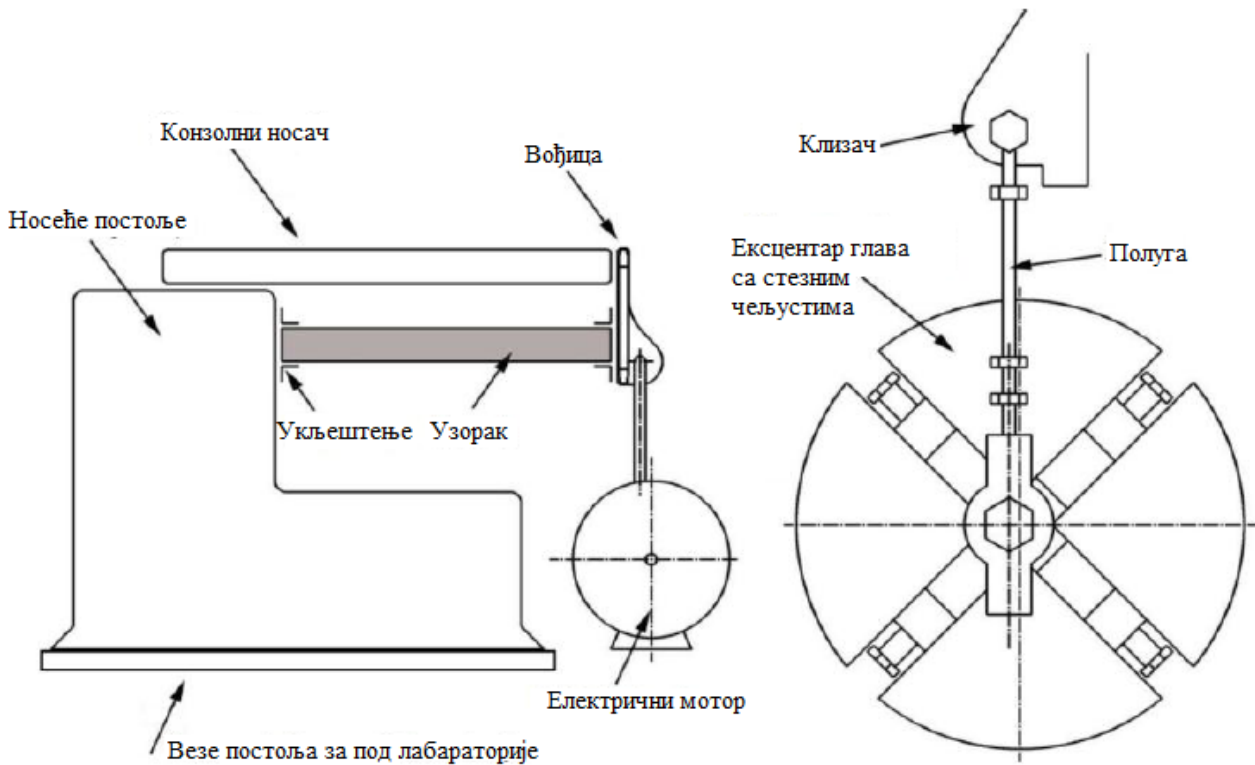


Слика 28: (а) Склоп корена крила лаког авиона УТВА 75;
(б) Рамењача и носећи елементи, [12]

Универзални уређај за који се користи за испитивање рамењача се састоји из две основне целине:

- испитне скеле;
- мерно-аквизиционе опреме.

Шематски приказ са свим њеним деловима приказан је на *слици 29*.



Слика 29: Шематски приказ апаратуре за испитивање, [1]



Слика 30: Апаратура за испитивање, [1]

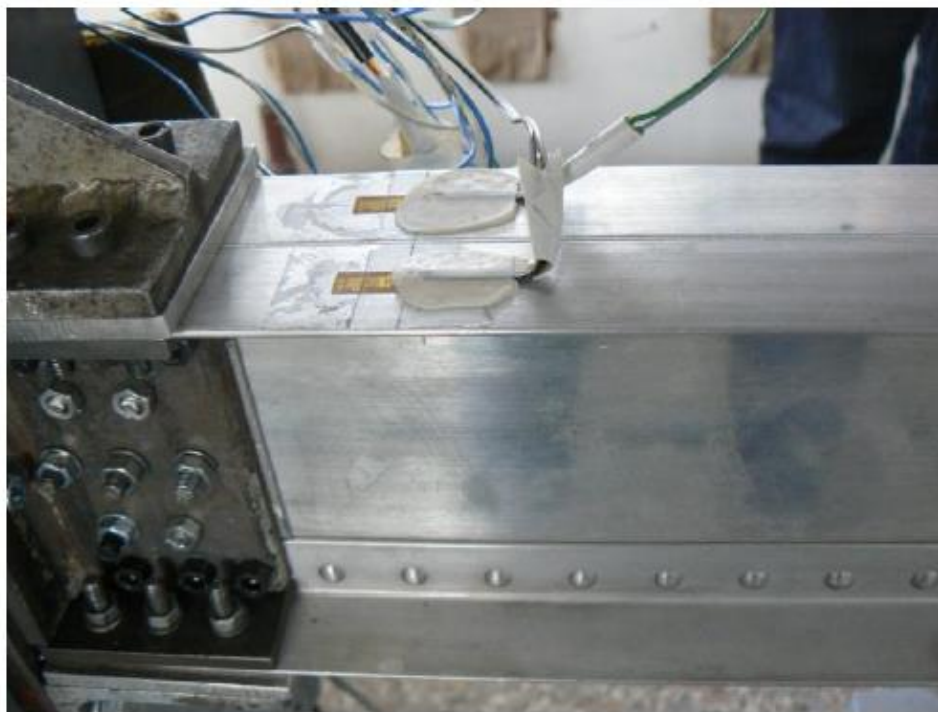
Мерно-аквизициона опрема се састоји из следећих елемената:

- Давача силе;
- Линеарног давача померања;
- Мерача убрзања;
- Мерне траке;
- Аквизиционог система.

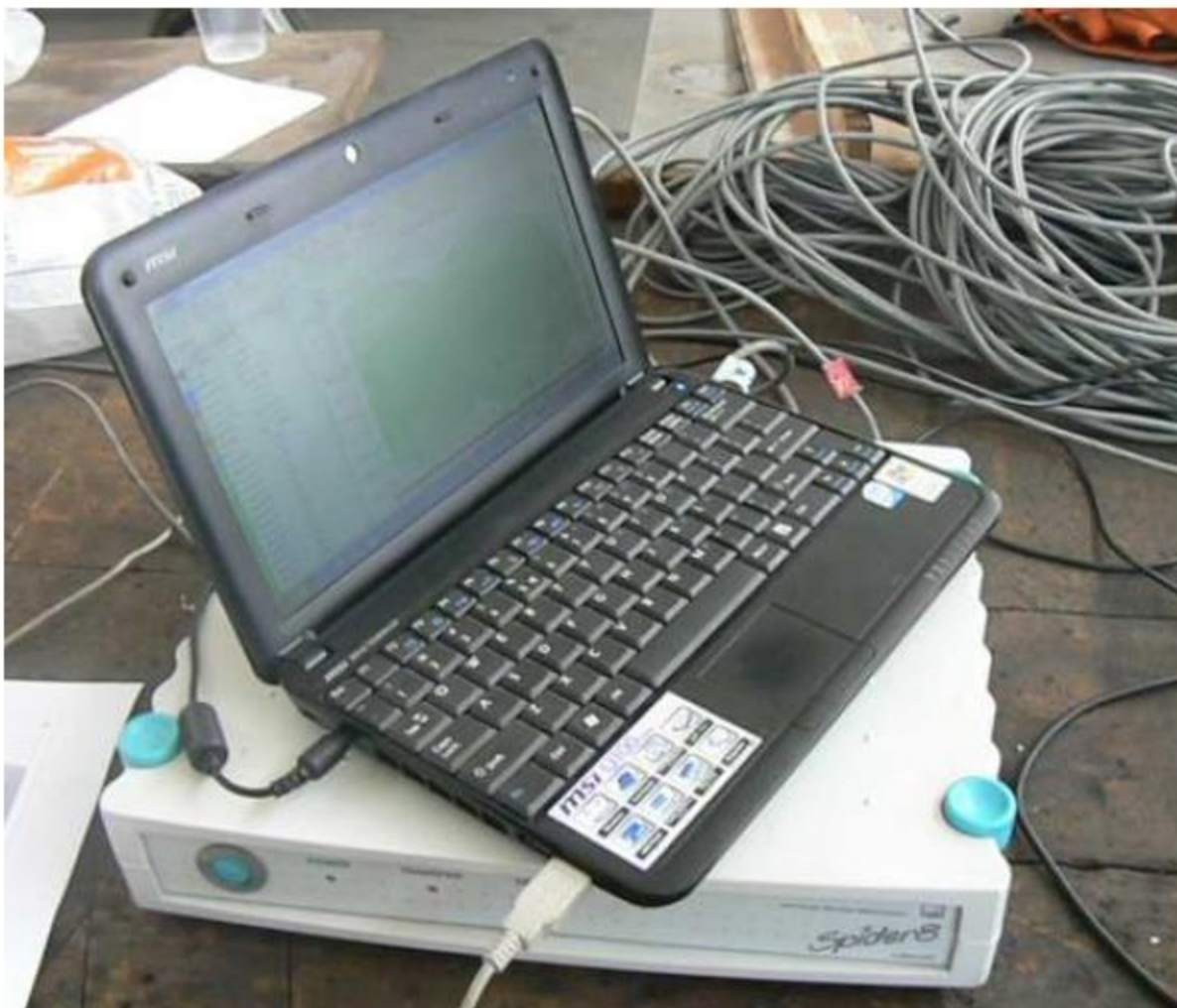
На следећим сликама приказани су неки од ових елемената.



Слика 31: Давачи силе и померања, [1]



Слика 32: Мерне траке на горњем појасу узорка рамењаче, [1]



Слика 32: Пратећа мерна опрема, [1]

На наредним фотографијама приказане су пукотине које су се појавиле након што је узорак рамењаче подвргнут оптерећењима на испитној скели.

На *слици 33* се може видети да је прслина настала у зони укљештења што представља очекивано место за њену појаву услед највећих нормалних напона у тој зони. Прслина је иницирана на самој ивици доњег појаса узорка, одакле се затим ширила ка радијусу између појаса и зида узорка.



Слика 33: Изглед прслине доле десно, [1]

Као што је већ речено, и што се види са *слике 34* прслина се на појасу доле лево појавила у самом укљештењу, што није могло бити утврђено визуелним путем за време експеримента. Може се закључити да је настала на самом месту за закивке и да се одатле ширила ка ивици појаса и са друге стране ка радијусу између појаса и зида рамењаче. Такође се може закључити да је овакав облик прслине настао од утицаја заосталих напона на месту обе рупе за закивке и да се уствари прслина формирала од две прслине настале на различитим местима.

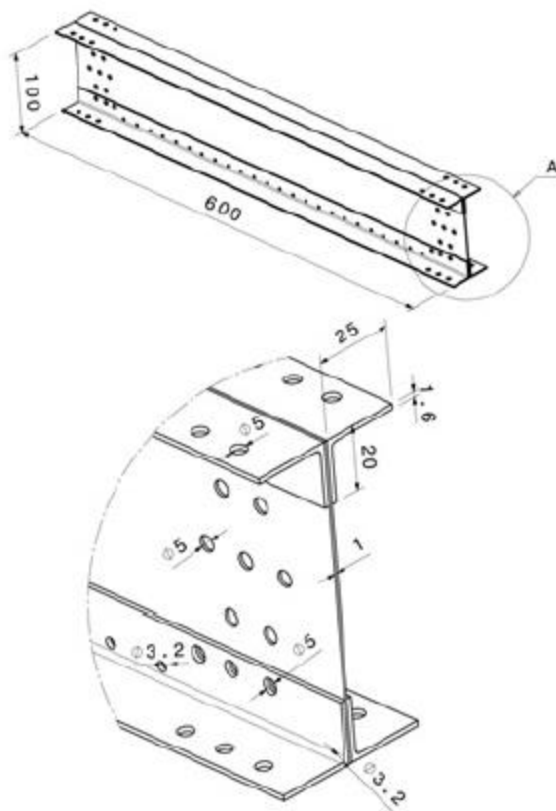


Слика 34: Изглед прслине доле лево, [1]

Овакво добијени резултати испитивања су сасвим очекивани с обзиром на вишегодишње искуство бављења како ваздухопловних тако и других машинских конструкција инжењера из Утве.

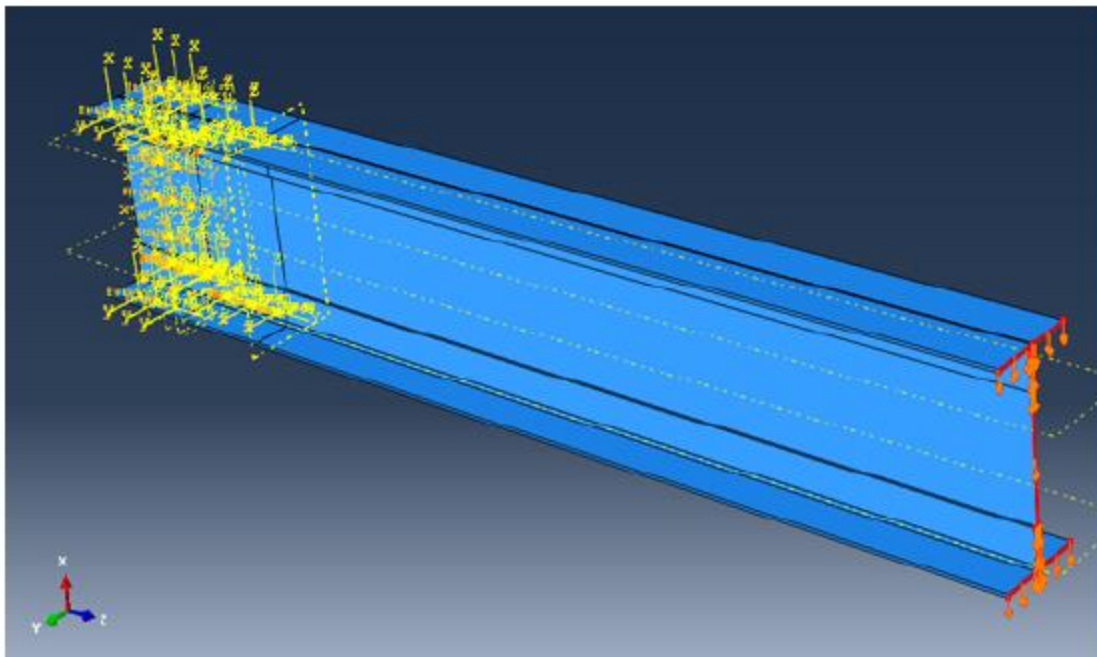
7.2 Експеримент који су спровели студенти Машинског факултета у Београду

Машински инжењери Данило М. Петрашиновић и Калид Ахмед Елдвејб су у својим докторским дисертацијама приказали нумеричку симулацију кретања 3D прслине у рамењачи металног крила авиона. [1,12]



Слика 35: Димензије и облик дуралуминијумске рамењаче коришћене у симулацији ширења 3D прслине, [1]

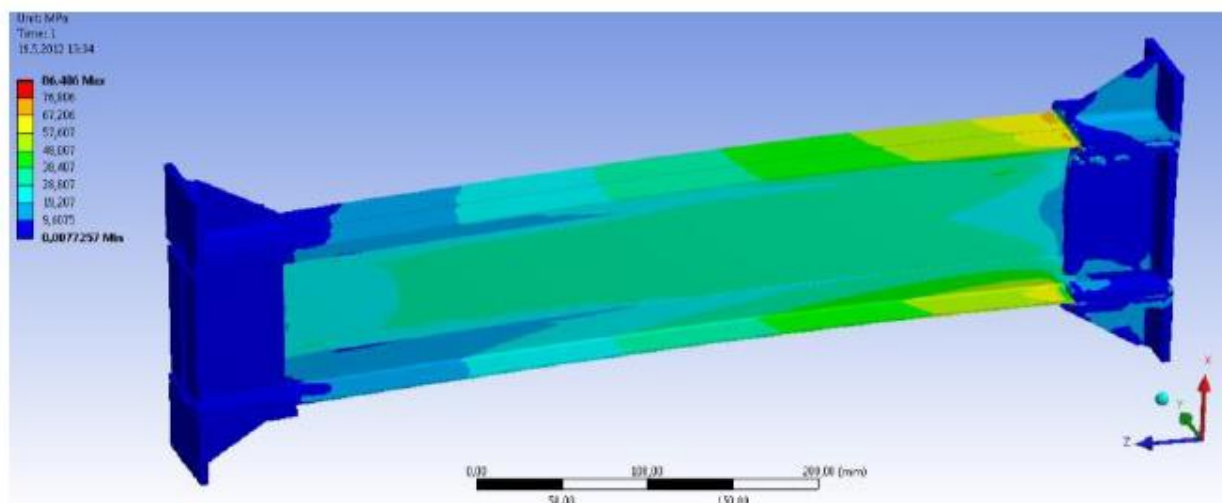
На слици 35 су приказане димензије дуралуминијумске рамењаче која је моделирана у софтверу CATIA v5. Ради поједностављења нумеричког модела и скраћивања времена потребног за прорачун, пре њеног увођења у Abaqus, са рамењаче су уклоњени сви отвори за закивке по њеној дужини, као и сви отвори за везе завртњевима на страни рамењаче где је унето оптерећење, па је геометрија добила коначан облик приказан на слици 36.



Слика 36: Модел рамењаче са примењеним померањем од 4.5 mm на крају (Abaqus-модел) , [1]

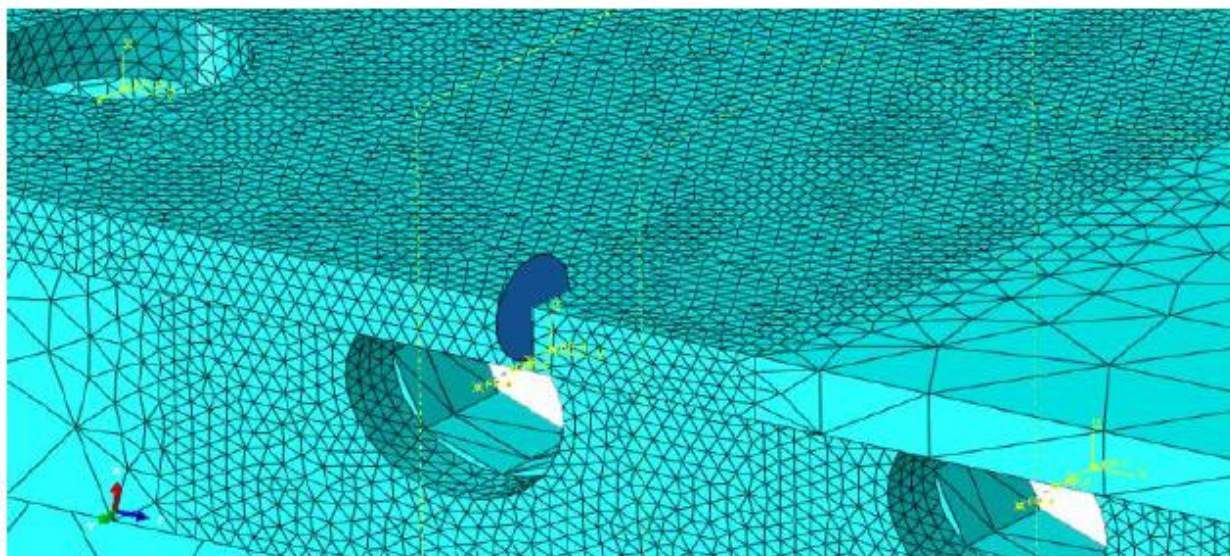
На *слици 36* се види да је на крају са којег су уклоњени сви отвори за завртње примењено променљиво померање величине 4.5mm на доле и на горе (представљено црвеним стрелицама). Отвори за завртње које се налазе на другој страни модела су искоришћени да се преко њих рамењача фиксира на начин како је то урађено и са реалним експериментом, чиме је постигнута велика сагласност примењених граничних услова са условима испитивања. Због специфичности геометрије рамењаче и присуства релативно великог броја отвора, одлучено је да се мрежа коначних елемената формира од тетраедарских елемената. Генерисана је мрежа са 74365 чворова и 303843 елемената.

Место за иницијалну прлину изабрано је на месту максималног нормалног напона. То место представља место где се очекује првобитна појава микро прлине. На *слици 37* приказана је рамењача на којој се види место максималног нормалног напона у близини задатог укљештења.



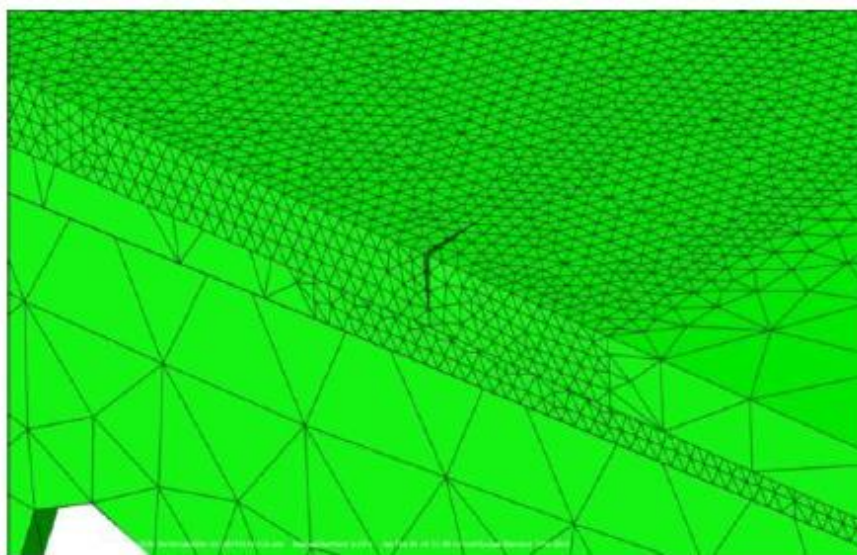
Слика 37: Расподела нормалних напона, [1]

Почетна прслина била је 1mm, што се може видети на слици 38, она није продирала кроз целу дебљину хоризонталног зида појаса.



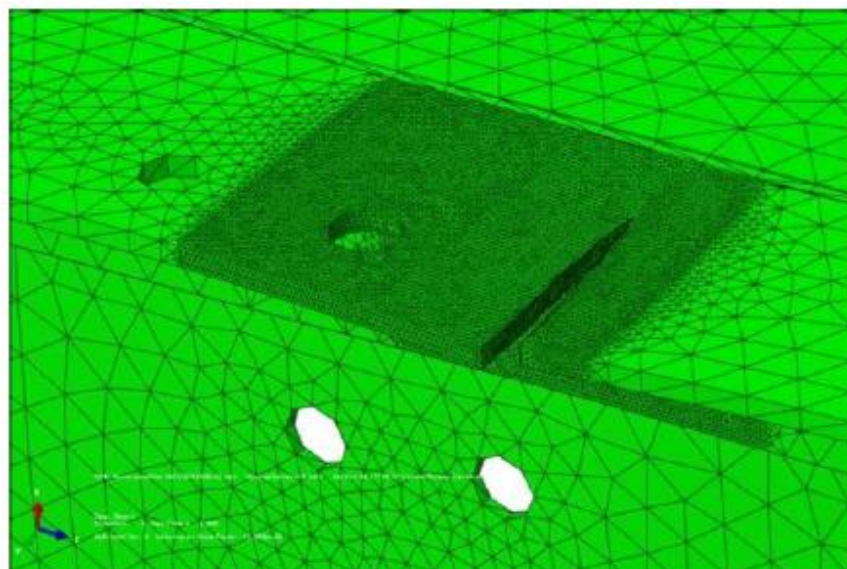
Слика 38: Мрежа коначних елемената појаса рамењаче са иницијалном прслином (тетраедарски елементи) , [1]

Након првог корака отварања прслине мрежа коначних елемената изгледала је као на *слици 39*.



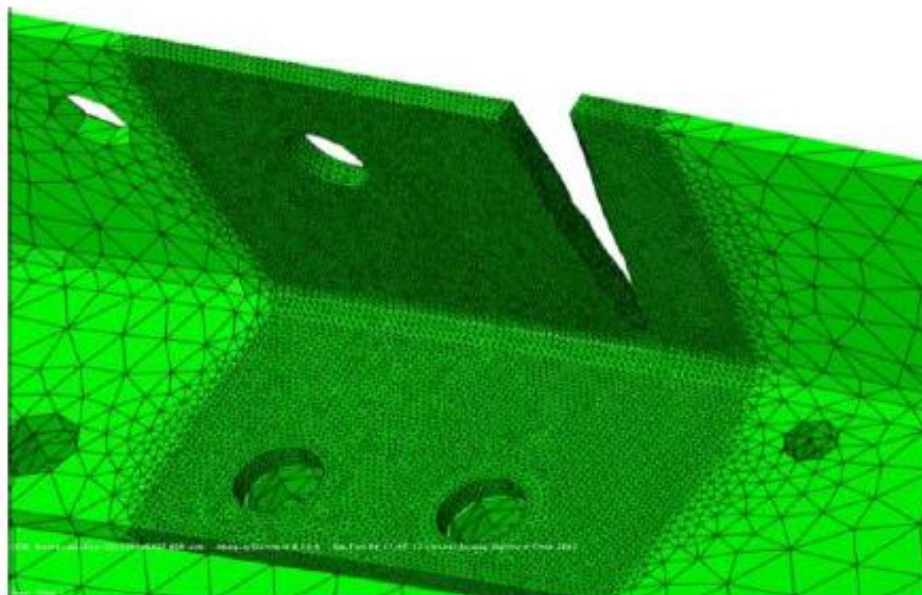
Слика 39: Иницијална прслина дужине 1mm на појасу рамењаче, [1]

Након отварања прслине, започето је њено ширење у корацима од по максимално 1 mm, при чему оно није ограничено на једну раван већ је дозвољено кретање прслине у правцу у којем прорачун предвиди да је највероватније да ће се она ширити. Након деветнаест корака прслина је имала облик приказан *сликом 40*, на којој се јасно види да путања прслине на хоризонталном делу појаса није била права, већ крива линија слична оно добијеној испитивање узорка рамењаче на испитној скели у фабрици УТВА. То је била потврда да су граници услови и оптерећења у виду померања правилно дефинисани и да је нумерички модел добра апроксимација реалне рамењаче коришћене у Утви.

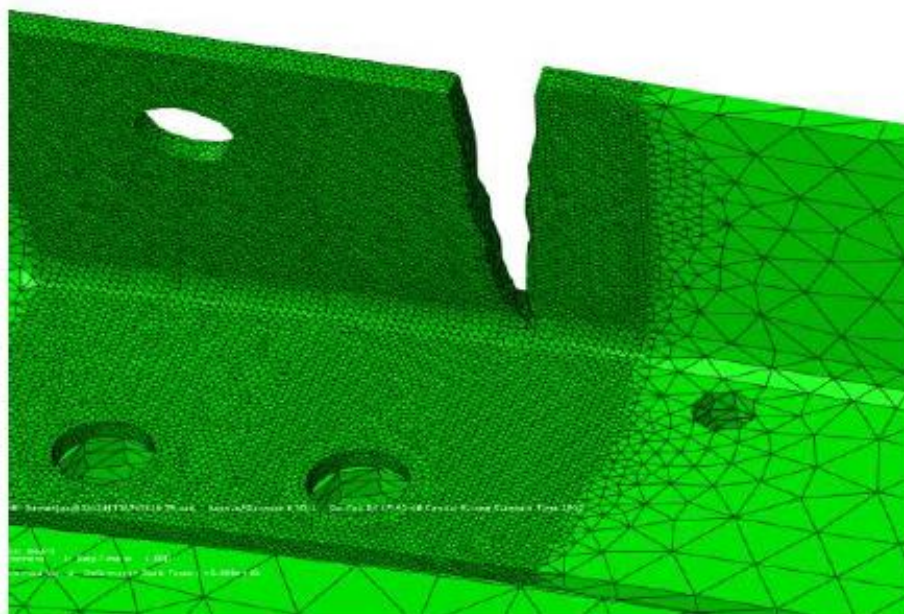


Слика 40: Изглед прслине након 19 корака ширења по 1mm, [1]

Ширење прслине је затим настављено и након 22 корака она је стигла до области радијуса 3,2mm између хоризонталног и вертикалног зида горњег појаса, кроз коју се у неколико наредних корака и кретала (слике 41 и 42).

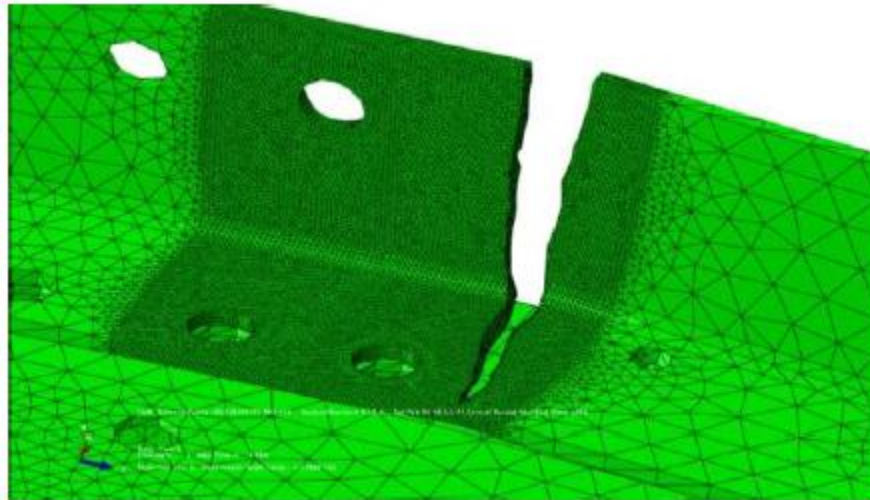


Слика 41: Изглед прслине након 22 корака ширења од по 1mm, [1]



Слика 42: Изглед прслине након 24 корака ширења од по 1mm, [1]

Након изласка из зоне радијуса 3,2mm, прслина је наставила да се креће вертикалним зидом појаса рамењаче и после 45 корака ширења (од отварања прслине) дошла је до ивице вертикалног зида (слика 43). Другим речима, дошло је до коначног лома појаса услед проласка прслине кроз њега, по ширини оба зида. Врло сличан изглед овакве прслине добијен је и у испитивању дуралуминијумске рамењаче у Утви.



Слика 43: Изглед прслине након 45 корака ширења од по 1mm, [1]

Ово испитивање урађено је у лабораторији за статичку и динамичку анализу вазухопловних конструкција Машинског факултета Универзитета у Београду.

8. Закључак

Авион је сигурно један од највећих изума 20. века. У његовој конструкцији не постоје небитни делови. Да би извршио функцију за коју је предвиђен мора бити савршено конструисан од најситнијих детаља до виталних делова попут крила и трупа авиона. Управо се спајање ова два дела, како је већ објашњено у овом раду, врши помоћу споља невидљивог али изузетно битног елемента рамењаче. Она је основни елемент конструкције крила и елемент који је најоптерћенији. Управо из тог разлога рамењача мора бити конструисана да издржи сва оптерећења која се на њу преносе током кретања авиона и по земљи и током лета. И најмања грешка у неком сегменту њене израде, или одржавања, може довести до катастрофалних несрећа, какве су се нажалост, већ дешавале. Зато је потребно да се рамењача конструише да буде и безбедна и поуздана структура, што конструкторима задаје велике потешкоће. Због потреба ратова ваздухопловство је током историје имало тренутке наглог развика. Упоредо са развијањем делова авиона, крила и трупа, развијала се сама рамењача. Од дрвених рамењача, преко челичних и титанијумових легура, данас се дошло до рамењача за чију израду се користи дуралуминијум. Предности дуралуминијума су вишеструке. Такође традиционалне конвенционалне рамењаче, које се спајају закивцима, све мање се користе, а њихово место заузимају модерне интегралне рамењаче чиме се потреба за закивцима драстично смањила. Производни процеси за добијање интегралних рамењача, као што су заваривање, ливење, ковање, велика екструзија и велика брзина обраде од алуминијумских плоча, учини ли су ове рамењаче лакшим, да се лакше прегледају и да имају мање подручја са великим напрезањем погодним за покретање пукотина, у односу на конвенционалне рамењаче. У Србији једино место где се испитује и производи рамењача је у Панчеву у фабрици авиона Утва. Експеримент објашњен у овом раду извршили су студенти Машинског факултета у Београду. Рамењача је моделирана у софтверу CATIA v5, истог материјала и истих димензија као што је модел рамењаче за испитивање направљен у Утви, а експеримент је одрађен у програму Abaqus. Добијени резултати, тачније пукотина која се јавила на рамењачи као и њен ток, су врло слични, готово идентични са пукотином која се јавила на моделу рамењаче током испитивања у фабрици Утва. Тиме је доказано да уз помоћ добрих програмских софтвера и неопходног инжењерског знање могуће је предвидети у којим ситуацијама и на који начин ће доћи до отказа рамењаче или неког другог елемента. На тај начин постојећи проблем се може решити пре него што за то буде касно. Простора за побољшања и унапређења како рамењача тако и других делова авиона има. С обзиром на то да се технологија стално унапређује, а уз повећање људских жеља и захтева за бржим, лакшим и модернијим авионима, очигледно је да ово није крај развоју авиона и његових делова, па самим тим и рамењаче.

9. Литература

- [1] D. Petrašinović: Analiza zamornog veka noseće metalne konstrukcije krila aviona, Mašinski fakultet, Beograd, 2012.
- [2] Nikolić R., Marjanović V., Metalne konstrukcije - Priručnik za proračune, Mašinski fakultet Kragujevac, 1998.
- [3] Nikolić R., Veljković J., Marjanović V., Metalne konstrukcije - zbirka zadataka, Fakultet inženjerskih nauka, Kragujevac, 2013.
- [4] Crompton Willard, S.: The Wright Brothers: First in Flight, Infobase Publishing, 2007.
- [5] https://sr.wikipedia.org/sr-el/%D0%91%D0%BE%D0%B8%D0%BD%D0%B3_737 (2.7.2020).
- [6] S. Krišto: Analiza čvrstoće pojedinih konstrukcija strelastog krila, Fakultet strojarstva i brodogradnje, Zagreb, 2018.
- [7] Aviation Maintenance Technician Handbook - Airframe, United States Department of Transportation, 2012.
- [8] Smojver, I. : Autorizirana predavanja iz kolegija Konstrukcija zrakoplova I, Zagreb, 2015.
- [9] Prof. Inž. Sima Milutinović, Konstrukcija aviona, Beograd, 1970.
- [10] N. Mihočević, Mehanizmi za povećanje uzgona, Fakultet strojarstva i brodogradnje, Zagreb, 2016.
- [11] <http://www.aerospaceweb.org/aircraft/transport-m/c141/pics02.shtml> (15.5.2020)
- [12] Khalid Ahmed Eldwaib, Optimization of integral wing spar based of estimated fatigue life, Beograd, 2018.
- [13] M. Grbić, Morfoza krila zrakoplova, Fakultet prometnih znanosti, Zagreb, 2017.
- [14] M Lišnić, Analiza čvrstoće nekonvencionalne i konvencionalne konstrukcije krila aviona, Fakultet strojarstva i brodogradnje, Zagreb, 2017.
- [15] https://tehnika.lzmk.hr/tehnickaenciklopedija/prpracun_i_dimenzioniranje_elementa_aviona.pdf (21.6.2020).