

Ю. В. Д'яченко

**КОНСТРУКЦІЯ ТА ТЕХНОЛОГІЯ
ВИГОТОВЛЕННЯ ШАСІ ЛІТАКА**

2025

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»

Ю. В. Д'яченко

**КОНСТРУКЦІЯ ТА ТЕХНОЛОГІЯ
ВИГОТОВЛЕННЯ ШАСІ ЛІТАКА**

Підручник

Харків «ХАІ» 2025

УДК 629.7.023-2.002(075.8)
Д38

Рецензенти: д-р техн. наук О. В. Андрєєв,
д-р техн. наук, проф. В. В. Воронько

Д'яченко, Ю. В.

Д38 Конструкція та технологія виготовлення шасі літака [Електронний ресурс] : підручник / Ю. В. Д'яченко. – Харків : Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харків. авіац. ін-т», 2025. – 91 с.

ISBN 978-966-996-026-9

Розглянуто конструктивні особливості шасі літаків, технологічні особливості оброблення заготовок шасі. Описано свердління глибоких отворів у заготовках деталей шасі літака, багатOVERстатну обробку заготовок та одноверстатну багатоопераційну обробку заготовок шасі, шліфування заготовок деталей шасі літака. Подано конструктивно-технологічні особливості монтажу сферичних підшипників ковзання у деталі шасі літака. Проаналізовано особливості зміцнювального оброблення деталей шасі літака, нанесення гальванічних та антифрикційних покриттів на деталі шасі літака.

Для здобувачів освіти, що навчаються за спеціальністю «Авіаційна та ракетно-космічна техніка» і вивчають дисципліни, пов'язані з технологіями виробництва літальних апаратів.

Іл. 72. Бібліогр.: 14 назв

УДК 629.7.023-2.002(075.8)

© Д'яченко Ю. В., 2025
© Національний аерокосмічний
університет ім. М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут», 2025

ISBN 978-966-996-026-9

ВСТУП

Світовий повітряний флот наразі нараховує близько 28 тисяч пасажирських літаків. Шасі призначено для забезпечення стійкого положення літака на стоянці, пересування по злітно-посадочній смугі при буксируванні, рулюванні, розгоні перед злітанням і пробігу після посадки, а також поглинання кінетичної енергії літака під час пересування, пробігу після посадки або перерваному злітання та гальмуванні.

За статистикою на шасі припадає 2,5...5 % від максимальної злітної маси та 1,5...1,75 % від вартості літака. Наприклад, загальна маса носового та головного шасі літака-аеробуса А-350 становить 6 тонн, а вартість – 4 мільйони доларів США. Технічне обслуговування шасі становить близько 20 % від загальних витрат на технічне обслуговування сучасних літаків, оскільки воно безпосередньо впливає на безпеку та надійність повітряного судна, де навіть незначні виробничі дефекти або експлуатаційні поломки можуть призвести до катастрофічних наслідків.

До конструкції шасі літаків, що розроблюються зараз, ставляться особливо високі вимоги:

- подальше зниження маси конструкції шасі;
- забезпечення ресурсу шасі до 50000 зльотів-посадок;
- безремонтна експлуатація шасі літака протягом 10–15 років.

Одним із критеріїв досконалості конструкції сучасного літака, у тому числі й такого агрегату, як шасі, є маса, що залежить від таких факторів:

- умов базування літака (аеропорт або польовий аеродром);
- необхідного експлуатаційного ресурсу планера літака й шасі;
- компоновальних особливостей конструкції планера літака й шасі;
- матеріалів, що застосовуються в конструкції стояків шасі літака.

Незалежно від типу шасі літака повинне мати якнайменші габарити, особливо у складеному положенні, забезпечувати необхідний посадковий і злітний режими, полегшувати умови завантаження й розвантаження вантажних літаків шляхом змінення висоти опор, мати високу довговічність і зручний підхід для експлуатаційного огляду та ресурсного ремонту.

Результати аналізу свідчать про те, що більше 70 % загальної кількості деталей стояків шасі працює на вигин. Титановий сплав за американським стандартом марки Ti-10V-2Fe-3Al (BT-22) та аналогічні йому матеріали доцільно застосовувати у великогабаритних вузлах шасі, що працюють в основному на вигин і не мають просторових обмежень для реалізації оптимальних геометричних параметрів у розрахункових перерізах.

Зміцнення деталей шасі літака динамічними методами поверхнево-пластичного деформування дає змогу більш вигідно впливати на матеріал деталі, обробляти фасонні профілі, забезпечуючи при цьому необхідну точність і якість поверхневого шару при високій продуктивності оброблення.

1. ТИПОВА КОНСТРУКЦІЯ ШАСІ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

Шасі літака, вертольота або безпілотної (рис. 1.1) призначено для забезпечення стоянки на землі, руху під час зльоту, посадки та рулювання, а також для поглинання кінетичної енергії при посадці та гальмуванні.



а



б



в



г



д



е



ж



и



к

Рис. 1.1. Приклади зовнішнього вигляду шасі деяких сучасних літальних апаратів:
а – багатовізкове основне шасі аеробуса В-747; б – носовий стояк шасі аеробуса;
в – візок основного шасі середньоміжкласного пасажирського літака; г – шестистоя-
кове основне шасі транспортного літака А-400; д – десятистоякове основне шасі важко-
го транспортного літака Ан-124; е – шасі безпілотної Х-47В; ж – шасі надзвукового
винищувача; и – шасі бойового вертольота; к – шасі транспортного вертольота

Шасі літака пов'язано механічними, гідравлічними, електричними каналами з бортовими системами прибирання, випускання, гальмування, розвороту коліс передньої опори, сигналізацією положень шасі у кабіні екіпажу.

Виготовлення шасі потребує використання великої кількості спеціальних, у тому числі й унікальних, технологій, тому з технічних та економічних міркувань їх доцільно зосереджувати на спеціалізованих підприємствах світової авіаційної промисловості.

Лише чотири спеціалізовані компанії – Héroux-Devtek (Канада), Liebherr (Німеччина), Safran Landing Systems (Франція), Triumph Group (США) забезпечують обсяг близько 90 % світового виробництва та ремонту шасі для таких провідних розробників цивільної та військової авіаційної техніки як Airbus, Boeing, Bombardier, Mirage Dassault, Embraer, Gulfstream, Lockheed Martin, Northrop Grumman, Sikorsky, Bell Helicopter.

У колишньому СРСР шасі для всіх типів літаків та вертольотів виготовляв лише один спеціалізований завод «Гідропривод» (м. Горький).

1.1. Конструктивні особливості шасі літаків

Конструкція шасі містить корпус стояка та систему підкосів і тяг, що сприймають реакції землі та кріплять стояк амортизатора і колеса до крила і фюзеляжу пасажирського, військового літака або вертольота, одночасно конструкція шасі містить також механізми прибирання-випускання.

На рис. 1.2, а подано комп'ютерну модель основних конструктивних елементів носового стояка шасі пасажирського літака регіонального класу (механізми прибирання-випускання шасі умовно не показано).

Корпус 1 стояка є основним силовим елементом шасі літака, що сприймає і передає на конструкцію планера сконцентровані статичні й динамічні навантаження, що виникають при зльоті і посадці.

Внутрішня порожнина корпусу стояка шасі літака використовується для розміщення амортизатора 2. Азотно-масляний довгоходовий амортизатор шасі забезпечує плавність ходу при русі по аеродрому та пом'якшує удари, що виникають у момент приземлення літального апарата.

Підкоси 3 слугують опорами корпусу носового стояка, розвантажують його від згинального моменту і збільшують жорсткість конструкції шасі.

Траверса 4 розташована на підкосах корпусу стояка і є поворотним вилковим стиком стояка шасі з силовим шпангоутом літального апарата.

Механізм 5 забезпечує поворот коліс переднього стояка шасі для маневрування літального апарата по злітно-посадковій смузі і запобігає виникненню явища коливання коліс типу «шиммі», що самозбуджуються.

Шліц-шарнір 6 з'єднує шток амортизатора зі стояком і перешкоджає повороту штока в циліндрі стояка. На маточину 7 кріплять колеса носового стояка шасі літака. Двоважільний підкіс 8 фіксує передній стояк шасі літака у випущеному перед посадкою положенні.

На вушку 9 за допомогою болтів кріпиться гідроциліндр прибирання та випускання переднього стояка шасі (на схемі умовно не показано).

На рис. 1.2, б позначено деталі, які конструктивно входять до корпусу 1 носового стояка – амортизатор 2, шліц-шарнір 6 та двоважільний підкіс 8 (див. рис. 1.2, а). Фіксацію носового стояка шасі будь-якого літака у випущеному та прибраному положеннях забезпечує вузол замка (рис. 1.2, в).

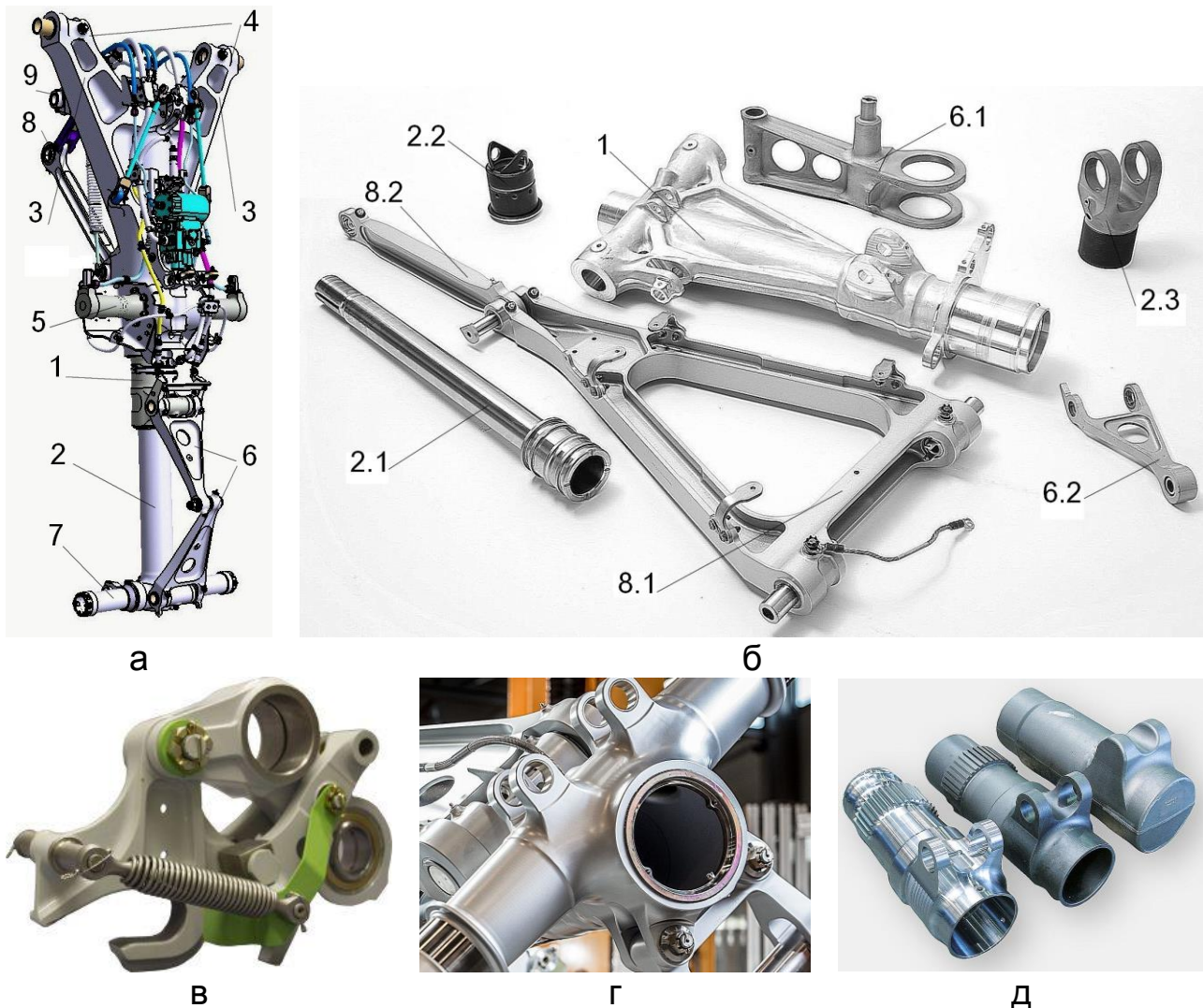


Рис. 1.2. Типові вузли та деталі носового стояка шасі пасажирського літака

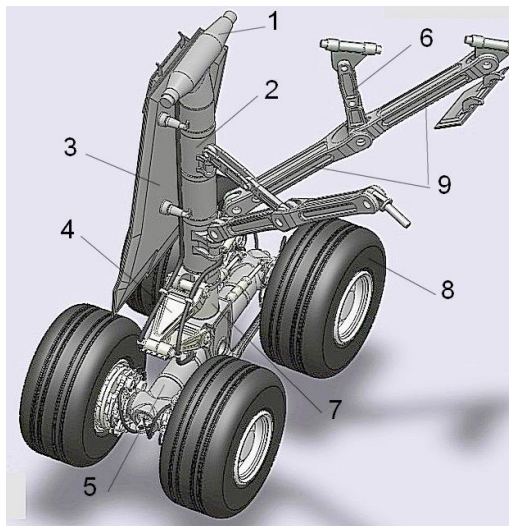
Найскладнішим у виготовленні є корпус стояка шасі, конструкція якого містить високоточну шліфовану циліндричну порожнину різних діаметрів і об'ємну зовнішню поверхню з великою кількістю силових вушок (рис. 1.2, г).

Маршрутна технологія виготовлення деталі рульового механізму переднього стояка шасі (рис. 1.2, д) також є багатоопераційною.

У транспортних літаків великої вантажопідйомності та пасажирських літаків великої пасажиромісткості, особливо літаків-аеробусів, кількість коліс шасі становить кілька десятків, що об'єднуються у візки.

Візки основного шасі пасажирського літака бувають одно-, дво- або тривісні. На кожній осі встановлена зазвичай пара коліс.

Конструкція візка основного шасі пасажирського літака (рис. 1.3) містить траверсу 1, корпус стояка шасі 2 разом зі ступкою 3, шліц-шарнір 4, візок 5, замок підкошу 6, амортизатор 7, колеса 8, двоважільний підкіс 9.



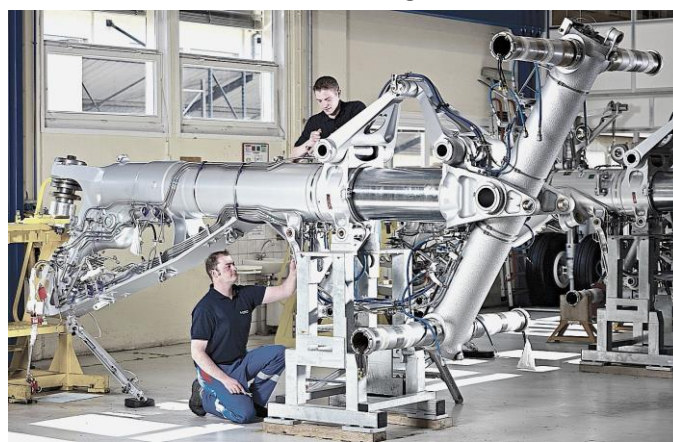
а



б



в



г

Рис. 1.3. Візок основного шасі пасажирського літака: а – комп'ютерна модель основних конструктивних елементів; б – відпрацювання етапів прибирання та випускання тривісного візка основного шасі пасажирського літака-аеробуса в цеху остаточного складання літака; в – двовісний візок основного шасі магістрального пасажирського літака; г – приклад етапу складання-монтажу двовісного візка основного шасі пасажирського літака-аеробуса

До конструкційних матеріалів стояків та візків шасі літальних апаратів поряд з високою міцністю ставляться вимоги низької анізотропії властивостей, високого значення опору втомі при низькій швидкості поширення тріщин, а також високого опору корозійному розтріскуванню.

1.2. Конструкція шасі середньомагістрального пасажирського літака

Типова конструкція шасі на прикладі середньомагістрального пасажирського літака Airbus 320 (рис. 1.4) складається з таких систем:

- основна опора шасі та ступки;
- передня опора шасі та ступки;
- система прибирання та випускання шасі;
- колеса та гальма;
- система керування рухом на землі;
- показчики та сигналізатори положення шасі та ступок літака.



Рис. 1.4. Середньомагістральний пасажирський літак компанії Airbus A-320

Основні опори літака виконано за двопідкісною схемою. Амортизаційні стояки основних опор – пневмогідрравлічного типу з однокамерними пневмогідрравлічними амортизаторами. У випущеному положенні основні опори шасі фіксуються замками переднього та заднього підкосів.

Основні опори забираються в ніші шасі та фіксуються замками прибраного положення. Кожну нішу основних опор шасі літака закривають чотири стулки, що зберігають аеродинамічні обводи фюзеляжу літака.

Передня опора шасі забезпечує буксирування та рулювання літака по злітно-посадковій смугі аеродрому, виконана за однопідкісною схемою, амортизаційний стояк передньої опори пневмогідрравлічного типу – з однокамерним пневмогідрравлічним амортизатором.

У випущеному положенні передня опора шасі фіксується замком підкосу. Передня опора забирається в нішу шасі у напрямку польоту і фіксується замком прибраного положення. Нішу передньої опори шасі закривають чотири стулки, що зберігають аеродинамічні обводи літака.

Система прибирання та випускання шасі забезпечує:

- прибирання та випускання опор шасі при нормальному режимі;
- аварійне відкриття замків опор шасі та стулок;
- видачу сигналів про положення опор шасі та стулок.

Колеса передньої та основних опор літака обладнані безкамерними шинами радіальної конструкції. Типорозмір шин коліс шасі літака: основних опор – H40X14.5R19 24PR, передньої опори – H24X7.7R10 16PR.

Гальма забезпечують гальмування літака при стоянці, під час пробігу і при перерваному зльоті. На осі передньої опори встановлено два негальмівні колеса. На осі кожної основної опори встановлено два колеса, обладнаних дисковими гідромеханічними гальмами.

Система керування рухом на землі забезпечує керування літаком при рулюванні, розбігу та пробігу. Показники та сигналізатори подають сигнали про положення шасі та стулок на органи індикації в кабіні екіпажу. Також вони подають у системи літака керувальні сигнали, що забезпечують прибирання та випускання опор шасі та стулок.

Від бортової мережі постійного струму 28 В електроенергію отримують система керування поворотом коліс передньої опори літака та блок керування гальмами коліс шасі літака після посадки та пробігу.

Випускання шасі літака здійснюється від гідравлічної системи № 1. Відкриття замків прибраного положення шасі та фюзеляжних стулків під час аварійного випускання шасі здійснюється від гідравлічної системи № 2. Тиск від гідравлічної системи № 2 подається в аварійні циліндри відкриття замків прибраного положення опор шасі та фюзеляжних стулків літака.

Основна гальмівна система шасі літака працює від гідравлічної системи № 1 (внутрішні гальма) та від гідравлічної системи № 3 (зовнішні гальма) з номінальним тиском 21 МПа.

1.3. Конструкція двоколійної основної опори шасі літака

Основні опори шасі розміщені поблизу центру тяжіння літака і сприймають основні навантаження під час посадки, пересування та стоянки.

На літаку встановлено дві основні опори шасі, виконані за двопідкісною схемою. У випущеному положенні основні опори фіксуються замками переднього та заднього підкосів. На кожній основній опорі встановлено два колеса, які обладнані гідромеханічними дисковими гальмами. Основні опори забираються в ніші шасі, які розташовані у фюзеляжі, фіксуються замками прибраного положення та закриваються стулками (рис. 1.5).

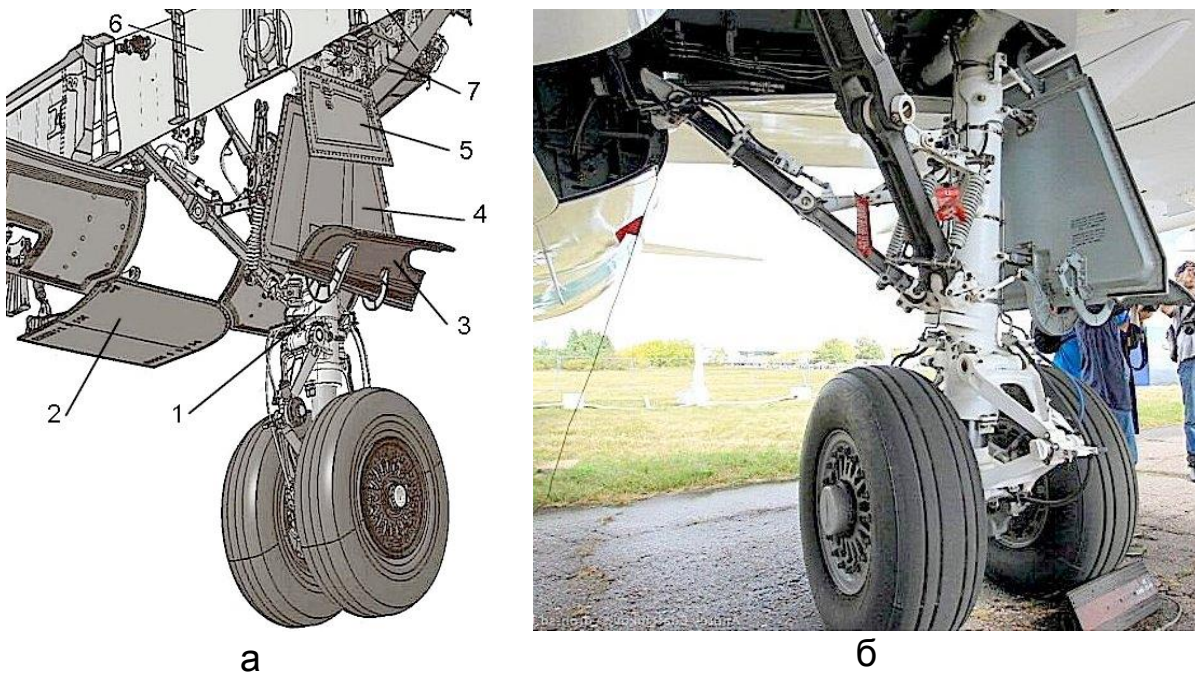


Рис. 1.5. Схема (а) та загальний вигляд (б) двоколійної основної опори шасі:
1 – опора основна; 2 – стулка фюзеляжна; 3 – стулка № 2; 4 – щиток;
5 – стулка № 1; 6 – лонжерон задній; 7 – балка шасі літака

Основна опора шасі літака кріпиться на задньому лонжероні 1 крила та балці 2 шасі на шарнірних підшипниках (рис. 1.6). Основна опора шасі у нижній частині амортизаційного стояка має опорний вузол під домкрат.

Після випускання основних опор кожну нішу шасі закривають чотири стулки: стулка № 1, щиток, стулка № 2, фюзеляжна стулка. Після випускання основних опор шасі фюзеляжні стулки закриваються гідроциліндрами та фіксуються замками прибраного положення.

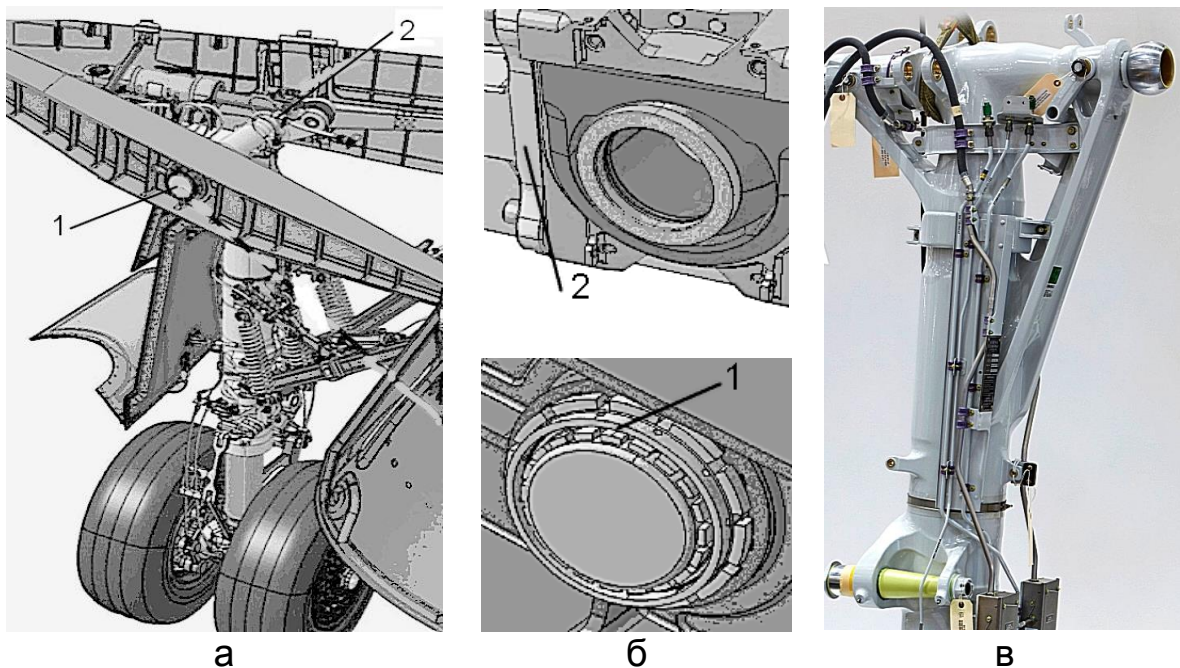


Рис. 1.6. Місця встановлення сферичних підшипників для закріплення шасі на задньому лонжероні та балці (а, б) та стояку (в) на основній опорі шасі

Типовими елементами основної опори шасі літака є: амортизаційний стояк, передній та задній підкоси, циліндри відкриття замків переднього та заднього підкосів, шліц-шарнір, демпфер шиммі, осі коліс (рис. 1.7).

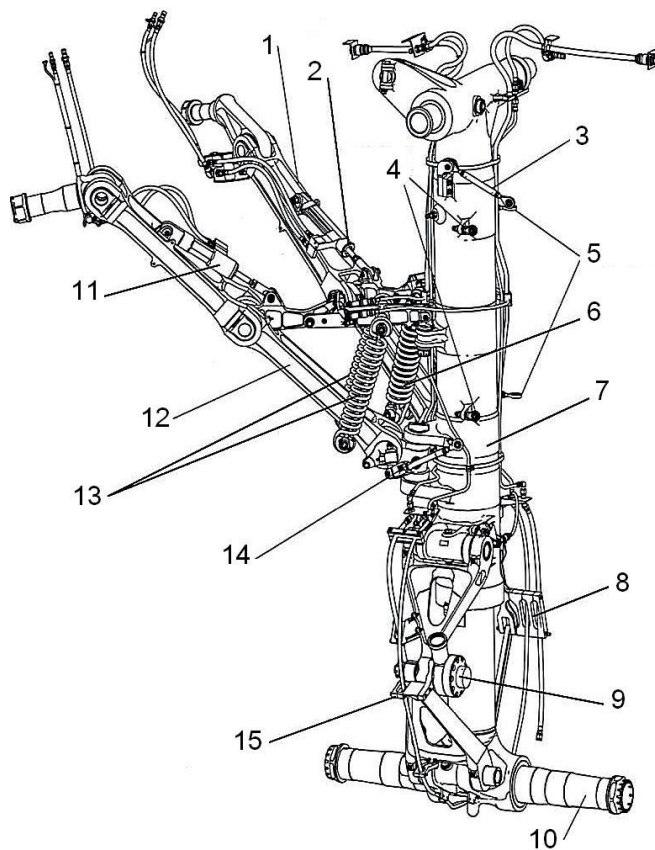
Шліц-шарнір утримує шток від обертання відносно циліндра і складається з верхньої та нижньої ланок (рис. 1.8, а). Ланки шліц-шарніра механічно з'єднують циліндр та шток амортизаційного стояка. Верхня ланка шарнірно закріплена на циліндрі, нижня – на штоку. На осі з'єднання верхньої та нижньої ланок шліц-шарніра встановлено демпфер шиммі, який поглинає вібрації коліс, що виникають під час посадки літака.

Напрямний дволанцюг знаходиться на амортизаційному стояку та підтримує електропроводку та гідравлічні шланги (рис. 1.8, б). Напрямний дволанцюг складається з верхньої та нижньої ланок. Верхня ланка шарнірно закріплена на вусі циліндра амортизаційного стояка шасі, нижня ланка – на вухах штока. Осі коліс встановлено в нижній частині штока амортизаційного стояка на маточині та фіксуються болтами. На маточині встановлено колеса та гальма.

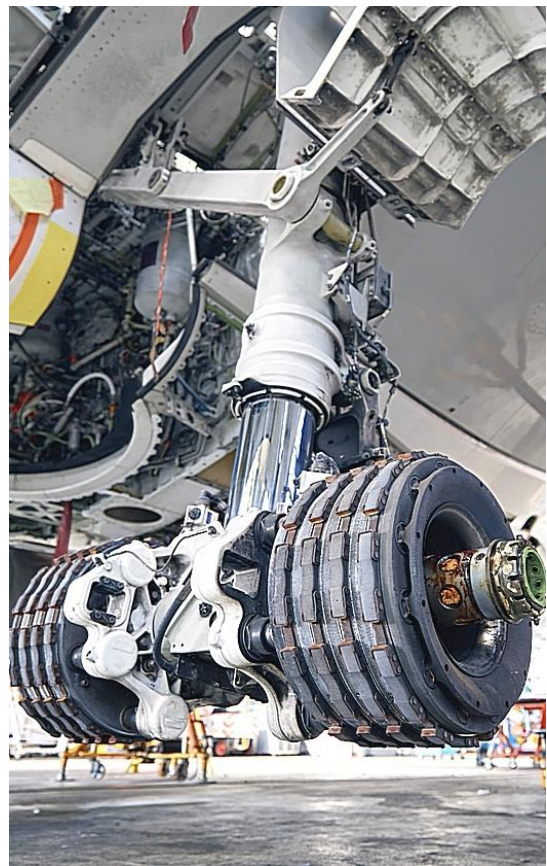
Електрична проводка шасі сучасного літака складається з двох частин – зовнішньої та внутрішньої, які підводять електроживлення:

- до безконтактних датчиків на замках підкосів шасі літака;
- безконтактних датчиків на стояках основної опори шасі (передають електричні сигнали обтиснення амортизаційного стояка до кабіни літака);
- датчиків швидкості обертання колеса шасі літака;
- датчиків температури дискових гальм колеса шасі літака.

Провід укладено в сталеві ізоляційні труби в обмотці, які захищають електропроводку від механічних пошкоджень, здатних спричинити коротке замикання або обрив ланцюга.

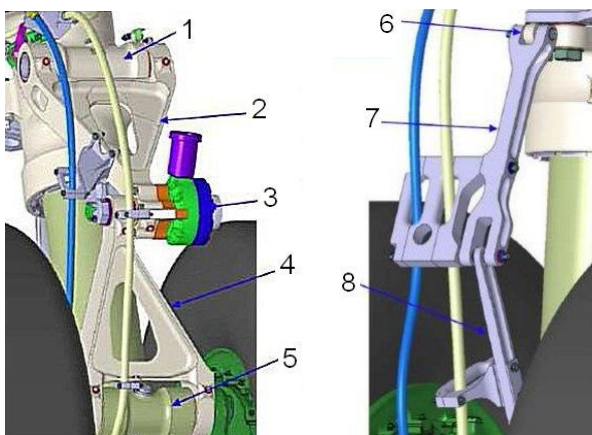


а



б

Рис. 1.7. Типові елементи (а) та загальний вигляд дискових гальм (б) основної двокілісної опори шасі: 1 – підкіс задній; 2 – гідроциліндр відкриття замка заднього підкосу; 3 – тяга створки № 1; 4 – болти вушкові; 5 – тяги щитка; 6 – пружина замка заднього підкосу; 7 – стояк амортизаційний; 8 – дволанцюг напрямний; 9 – демпфер шиммі; 10 – вісь колеса; 11 – гідроциліндр відкриття замка переднього підкосу; 12 – підкіс передній; 13 – пружини замка фіксації переднього підкосу у відкритому положенні; 14 – тяга ступки № 2; 15 – шліц-шарнір



а

б



в

Рис. 1.8. Схема (а, б) та загальний вигляд (в) переднього шліц-шарніра та напрямного дволанцюга: 1 – вузол кріплення верхньої ланки переднього шліц-шарніра; 2, 7 – ланки верхні; 3 – демпфер шиммі; 4, 8 – ланки нижні; 5 – вузол кріплення нижньої ланки переднього шліц-шарніра; 6 – вузол кріплення верхньої ланки заднього шліц-шарніра

Через гідравлічну проводку в гальма коліс і циліндри відкриття замків переднього та заднього підкосів шасі подається робоча рідина. Гідравлічна проводка з'єднана з агрегатами системи керування гальмами коліс основної опори, системою прибирання та випускання шасі та системою керування рухом літака по злітно-посадковій смузі.

Датчики, які встановлені на амортизаційному стояку, визначають такі режими роботи стояка – «обжятий – необжятий» та «земля – повітря». Датчики мають герметичні корпуси з нержавіючої сталі, що забезпечують роботу датчиків за будь-яких погодних умов. Кожен датчик має електричний рознім підключення до електронного блока керування прибиранням-випусканням шасі та поворотом передньої опори шасі.

Ніша кожної основної опори шасі літака закривається чотирма стулками. У польоті стулки забезпечують аеродинамічний контур літака. Нішу основної опори шасі синхронно закривають стулки № 1, № 2, щиток та фюзеляжна стулка (див. рис. 1.5, а).

Стулка № 1, щиток і стулка № 2 відкриваються і закриваються синхронно за допомогою тяг, що з'єднують ці стулки з амортизаційним стояком основної опори шасі (рис. 1.9).

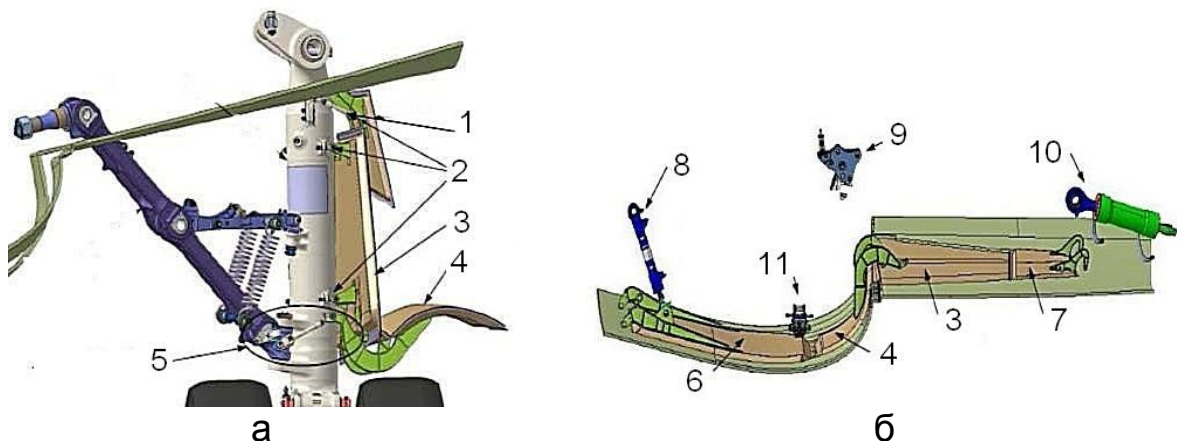


Рис. 1.9. Розташування ступок випущеної (а) та прибраної (б) основної опори шасі: 1 – тяга стулки № 1; 2 – тяга щитка; 3 – щиток; 4 – стулка № 2; 5 – тяга стулки № 2; 6 – стулка фюзеляжна; 7 – стулка № 1; 8 – гідроциліндр стулки фюзеляжної; 9 – замок прибраного положення основної опори шасі; 10 – гідроциліндр прибирання-випускання основної опори шасі літака; 11 – замок прибраного положення стулки фюзеляжної шасі літака

Фюзеляжна стулка відкривається та закривається за допомогою окремого гідроциліндра. У закритому положенні фюзеляжну стулку утримує замок прибраного положення шасі літака.

Стулка № 1 шарнірно закріплена на силовому каркасі планера літака і кріпиться до амортизаційного стояка тягами. Рух стояка основної опори шасі при її прибиранні приводить до обертання стулки № 1 відносно шарнірів навішування на крилі літака.

Стулка № 2 за допомогою кронштейнів шарнірно закріплена на двох вузлах у нижній частині щитка стояка шасі літака.

Тяга, що зв'язує стулку та амортизаційний стояк, забезпечує закидання стулки вгору під час випускання основної опори шасі. Це дає змогу виконувати монтаж та демонтаж коліс без сняття стулки № 2. Фюзеляжна стулка кріпиться до фюзеляжу на шарнірних вузлах. При випущеному та прибраному положеннях основної опори фюзеляжна стулка закриває нішу шасі та фіксується замком прибраного положення.

Перед прибиранням або випусканням шасі фюзеляжна стулка відкривається за допомогою гідроциліндра. Положення фюзеляжної стулки контролюється за допомогою датчика відкритого положення. Закрите положення фюзеляжної стулки контролюється за допомогою датчика замка.

Щиток жорстко закріплено на стояку і шасі двома тягами тендерного типу та двома вушковими болтами. Закриття та відкриття щитка виконується одночасно з прибиранням та випусканням основної опори шасі.

1.4. Конструкція чотириколісного двовісного візка основної опори

Основні опори шасі літака розміщено поблизу центру тяжіння літака, кріпляться у вузлах силових нервюр крила. Кожна основна опора складається з амортизаційного стояка телескопічного типу, візка, демпфера, підкосу, замка випущеного положення, гідроциліндра прибирання-випускання і замка прибраного положення основної опори шасі (рис. 1.10).

На сучасних пасажирських літаках шасі багатоопорне з однією передньою опорою та трьома основними опорами візкового типу, а для аеробусів Boeing B-747 та Airbus A-380 – з чотирма основними опорами.

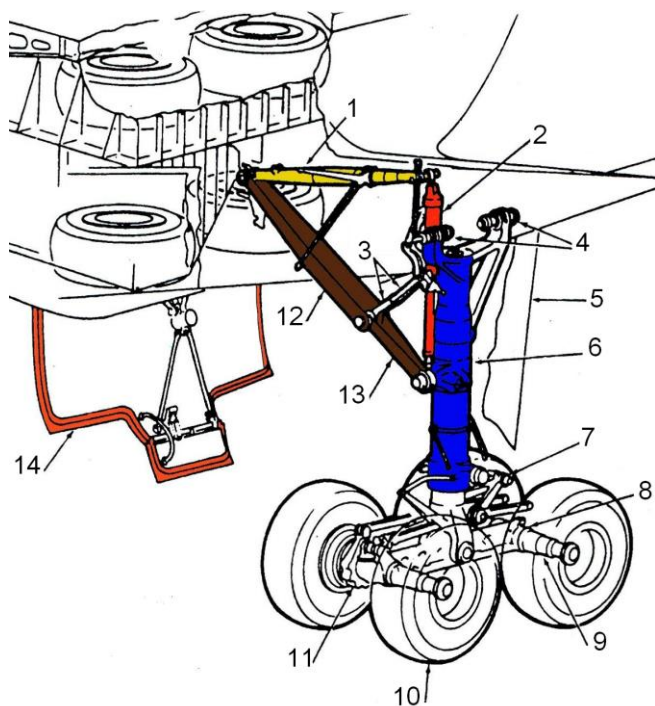
Однокамерний азотно-гідравлічний амортизаційний стояк двовісного візка основної опори шасі літака спільно з візком і пневматиками коліс поглинає енергію удару при посадці, сприймає всі зовнішні навантаження при розбігу, пробігу і руліжці.

Візок шарнірно з'єднано зі штоком амортизаційного стояка. Візок складається з коромисла, двох осей, двох механізмів передачі гальмівного моменту. При гальмуванні коліс літака гальмівний момент, що діє у напрямку обертання коліс, передається з гальм на важелі. Важелі встановлено на осях маточини стояка вільно, тому гальмівний момент передається не на осі коліс, а через гальмівні тяги – на шток амортизатора.

Трикамерний азотно-гідравлічний демпфер балочного візка призначено для утримання візка в польоті у заданому положенні та для того, щоб гасити коливання візка у вертикальній площині під час руху літака по нерівній поверхні. Демпфер кріпиться до штока амортизаційного стояка вушковим болтом штока, а вушком кришки – до кронштейна візка.

Під час руху літака по нерівній поверхні візок повертається на осі у вертикальній площині. При цьому демпфер розтягується або стискається під дією сил, що передаються на нього з візка.

У нижній частині гідроциліндра розташовано вузли кріплення верхньої ланки шліц-шарніра стояка, розкосу та підпружиненої ланки підвіски основної опори на замок прибраного положення шасі після зльоту літака.



В

Рис. 1.10. Схема (а) та загальний вигляд чотириколісного двовісного візка основної опори шасі літака на стоянці (б) та при посадці (в): 1 – балка шасі; 2 – гідроциліндр прибирання-випускання основної опори; 3 – тяги; 4 – вузли опорні; 5 – ступка; 6 – опора основна; 7 – шліц-шарнір; 8 – візок; 9 – вісь колеса; 10 – колесо; 11 – гальмо колеса; 12 – ланка підкосу верхня; 13 – ланка підкосу нижня; 14 – ступка фюзеляжна

Система керування прибиранням-випусканням шасі забезпечує:

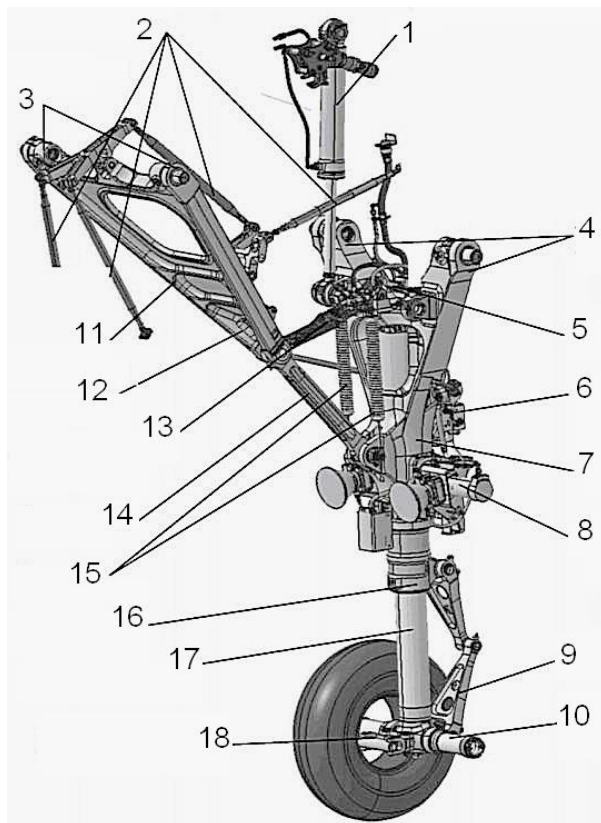
- необхідну обов'язкову послідовність роботи ступок та агрегатів шасі літака при прибиранні-випусканні шасі;
- блокування прибирання опор шасі при обтиснених амортизаторах.

1.5. Конструкція передньої опори шасі пасажирського літака

Передню опору призначено для підтримки носової частини літака на землі, поглинання ударів при посадці, пробігу після посадки, забезпечення дорожнього керування літаком при пересуванні по злітно-посадковій смузі. Також передня опора забезпечує буксирування літака по злітно-посадковій смузі, для цього на ній є вузол кріплення буксирувального водила.

Основними елементами стояка передньої опори шасі літака є корпус стояка і амортизатор, установлений усередині корпусу стояка.

Передню опору шасі пасажирського літака виконано за однопідкісною схемою (рис. 1.11, а). На опору встановлюються два колеса. Для забезпечення ремонтного монтажу та демонтажу коліс на передній опорі шасі є опорний вузол для встановлення гідравлічного домкрата.



а



б



в

Рис. 1.11. Конструктивні елементи (а) та загальний вигляд (б, в) передньої опори шасі: 1 – гідроциліндр прибирання-випускання; 2 – тяги передніх стулоч; 3 – вузли кріплення підкосу; 4 – вузли навішування стояка передньої опори; 5 – гідроциліндр відкриття замка підкосу; 6, 8 – гідроциліндри керування поворотом передньої опори; 7 – корпус стояка; 9 – шліц-шарнір; 10 – вісь колеса; 11 – верхня ланка підкосу; 12 – підкіс; 13 – дволанка замка підкосу; 14 – нижня ланка підкосу; 15 – пружини замка підкосу; 16 – труба поворотна; 17 – шток амортизатора; 18 – вузол буксирувальний

Стояк передньої опори шасі має пневмогідравлічний амортизатор з демпфуванням на прямому та зворотному ходах штока. Амортизатор поглинає енергію ударів під час посадки. У нижній частині амортизатора встановлена вісь із двома негальмівними колесами. На корпусі стояка також встановлено датчик кута розвороту передніх коліс. Стояк передньої опори шарнірно закріплений у ніші передньої опори за допомогою траверси.

Стояк передньої опори шасі має вузли кріплення підкосу, циліндра відкриття замка підкосу, циліндра прибирання-випускання шасі, кріплення для встановлення руліжної та посадкової фар (рис. 1.11, б).

У нижній частині переднього стояка шасі літака розташовується гідравлічний механізм повороту коліс, що забезпечує маневрування під час руху літака по злітно-посадковій смугі аеродрому (рис. 1.11, в).

Нішу передньої опори (рис. 1.12, а) в польоті закривають чотири стулки – дві задні 2, 4 і дві передні 1, 3.

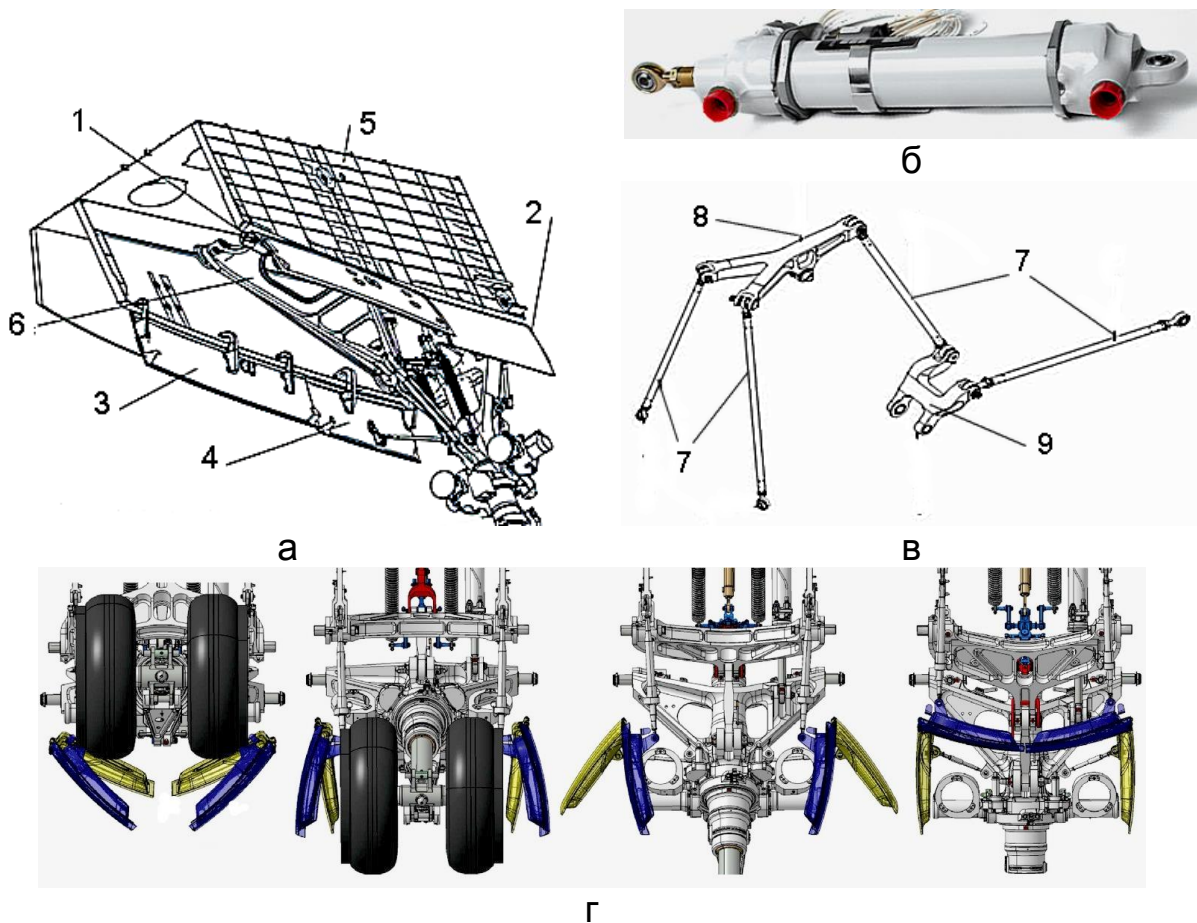


Рис. 1.12. Стулки ніші передньої опори шасі пасажирського літака:
1 – стулка передня ліва; 2 – стулка задня ліва; 3 – стулка передня права; 4 – стулка задня права; 5 – ніша передньої опори шасі;
6 – підкіс; 7 – тяги; 8 – качалка передня; 9 – качалка задня

При випущеному положенні передньої опори шасі передні стулки закриті, задні – відкриті. Механізм передньої стулки шасі приводиться в рух верхньою ланкою підкосу передньої опори під час прибирання та випускання передньої опори шасі за допомогою гідроциліндра (рис. 1.12, б).

Стулки передньої опори шасі мають приводи, що складаються з механізму передніх ступок і тяг задніх ступок. До складу механізму передньої ступки шасі входять тяги 7, передня 8 і задня 9 качалки (рис. 1.12, в).

Приклад синхронізації рухів основних і допоміжних ступок на окремих етапах випускання носового стояка шасі пасажирського літака за допомогою тяг та шарнірних головок показано на рис. 1.12, в.

Система основного випускання шасі будь-якого пасажирського або військового літака з метою безпеки продубльована електрогідравлічною або механічною системою аварійного випускання.

1.6. Конструкція рульового механізму стояка передньої опори шасі

Систему керування поворотом коліс стояка передньої опори шасі призначено для виконання розворотів при рулінні та утримуванні літака на злітно-посадковій смугі при зльоті та посадці. Вона використовується разом із аеродинамічними органами керування при зльоті, посадці у певному порядку при рулінні, коли аеродинамічні органи не дають ефекту. Система керування поворотом коліс повертає за командою пілота поворотну частину переднього стояка шасі разом з колесами.

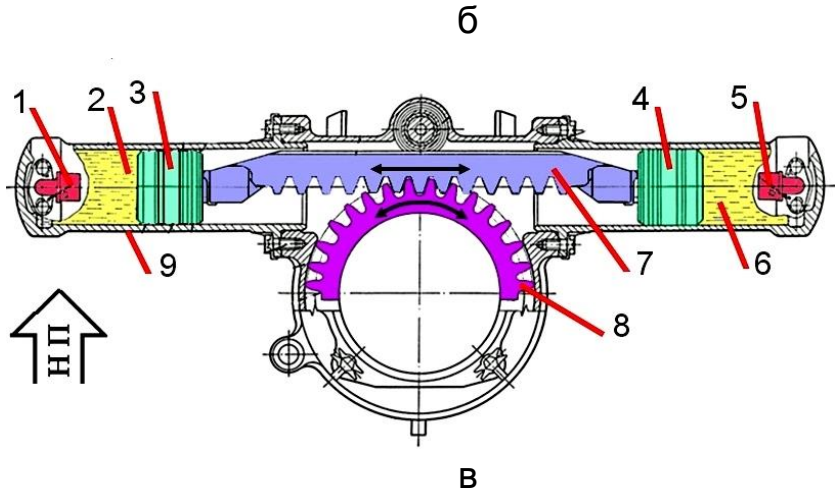
Система керування поворотом коліс складається з виконавчої та керувальної частин. Як виконавчу частину використовують гідравлічні виконавчі механізми. Це гідравлічні механізми поступального руху (рейкова передача) або гідравлічні ротори і гідроциліндри.

Основною перевагою рейкової передачі рульового пристрою стояка передньої опори шасі літака є створення постійного крутного моменту незалежно від кута повороту переднього стояка шасі. Рульовий механізм складається із корпусу, поворотного вузла і двох циліндрів. Корпус кріпиться до циліндра траверси амортизованого стояка. У корпусі знаходяться два циліндри. В середині корпусу встановлено зубчасту рейку (рис. 1.13).

Керувальна частина містить: елемент керування золотниковим пристроєм з кабіни екіпажу, агрегат керування, який розподіляє через золотниковий пристрій гідравлічну рідину по порожнинах гідравлічного виконавчого силового органу.

Керування системою при рулінні літака здійснюється від рукоятки, встановленої на лівому пульті, а при розгоні і пробігу – педалями пультів ногожного керування кермом напрямку. На режимах рулювання, пробігу та розбігу пілот рукояткою або педалями керування рулем напрямку діє на золотник крана повороту, який регулює подачу тиску рідини на кран включення пропорційно куту повороту рукоятки або ходу педальей. Від крана включення рідина через трубопроводи подається до циліндрів рульового механізму стояка передньої опори. Гідравлічна система літака функціонує на маслі АМГ-10 під тиском 15 МПа.

Режим «Рулювання». Після дотику землі колесами передньої опори шасі літака мікровимикач на стояку включає розподільник 5 (рис. 1.13, а). Розподільник подає тиск рідини від лінії нагнітання *Б* або *В* гідросистеми



При нейтральному положенні рукоятки руліжного керування золотники крана повороту передньої опори перекриті. При відхиленні рукоятки від нейтрального положення золотник крана повороту повертається, і лінія нагнітання через кран включення 3 з'єднується з поршневою порожниною одного з гідроциліндрів рульового механізму 1 (див. рис. 1.13, а).

Режим «Розгін і пробіг». На цьому режимі керування золотником крана повороту здійснюється педалями керування кермом напрямку.

Режим «Орієнтування». На режимі «Орієнтування» колеса стояка передньої опори шасі вільно орієнтуються, органи рульового керування знаходяться в нейтральному положенні.

За відсутності електроживлення або гідроживлення система автоматично переходить у режим «Орієнтування». У цьому випадку передня опора шасі літака спостерігає за зовнішнім навантаженням.

Після відриву коліс шасі від землі мікровимикач, що входить до складу блока мікровимикачів, установленого на стояку передньої опори шасі, розмикає ланцюг, знеструмлюючи розподільник 5 (див. рис. 1.13, а), який перекриває подачу рідини до крана повороту. Рідина з поршневої порожнини 4 одного гідроциліндра рульового механізму передньої опори шасі через дросель крана включення надходить у поршкову порожнину 3 другого гідроциліндра рульового механізму і навпаки.

Коливання типу «шиммі» стояка передньої опори шасі на великих швидкостях перемещення літака на злітно-посадковій смузі гасяться гідравлічним демпфером 2 (див. рис. 1.13, а).

Контрольні запитання

1. Для чого призначено шасі літака, вертольота або безпілотної?
2. Назвіть типові вузли та деталі носового стояка шасі пасажирського літака.
3. З яких систем складається типова конструкція шасі середньомігнотрального пасажирського літака?
4. Що забезпечує система прибирання та випускання шасі?
5. Назвіть типові елементи основної опори шасі пасажирського літака.
6. Опишіть конструкцію чотириколісного двовісного візка основної опори шасі пасажирського літака.
7. Для чого призначена передня опора шасі пасажирського літака?
8. З яких елементів складається рульовий механізм стояка передньої опори шасі пасажирського літака?

2. ТЕХНОЛОГІЧНІ ОСОБЛИВОСТІ ОБРОБЛЕННЯ ЗАГОТОВОК ШАСІ

Деталі шасі сучасних літаків виготовляють методом гарячого штампування із високоміцної низьколегованої сталі марки за американським стандартом 4340М (30ХГСН2А), останніми роками – з титанового сплаву марки за американським стандартом Ti-10V-2Fe-3Al (BT-22).

Одним із небагатьох виробників великогабаритних титанових заготовок для деталей шасі є японська металургійна компанія Japan Aeroforge, до складу технологічного обладнання якої входить найбільший у світі гідравлічний прес зусиллям 80 тисяч тонн.

На рис. 2.1 показано загальний вигляд штампованих титанових заготовок для деталей шасі, найбільша з яких для стояка шасі літака-аеробуса має довжину 3,3 метра та масу 5400 кг (див. рис. 2.1, а).

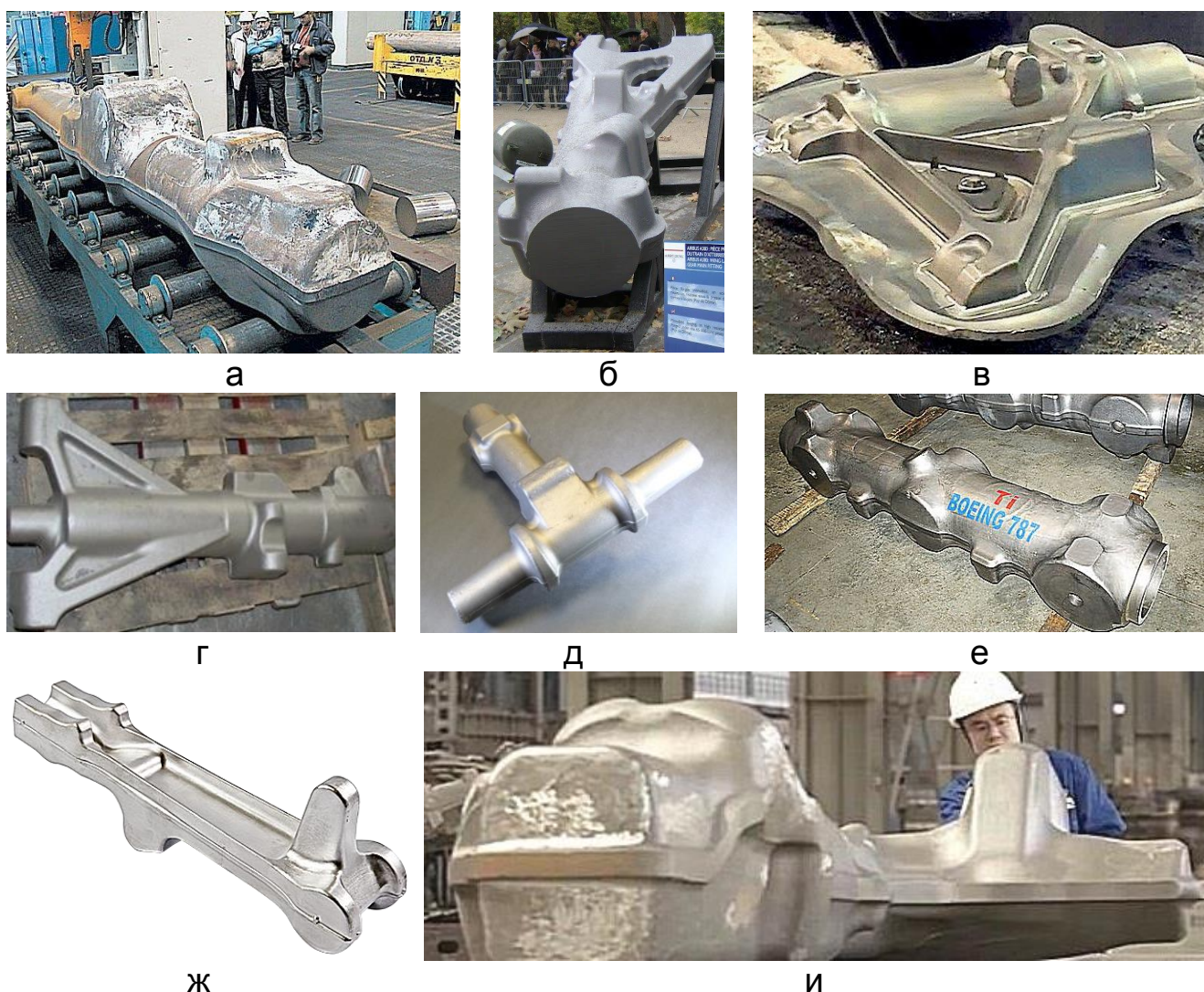


Рис. 2.1. Штамповані титанові заготовки деталей шасі літака: а – візка літака-аеробуса; б – стояка основного шасі середньомагістрального літака; в – стояка основного шасі літака-винищувача; г – переднього стояка літака-винищувача; д – маточини переднього стояка літака-винищувача; е – триосового візка далекомагістрального літака; ж – ланки підкосу середньомагістрального літака; и – переднього стояка літака-аеробуса

Зварювання титанових фермових конструкцій шасі літака – це особливо відповідальна технологія, яку доручають підготовленим зварникам, що мають необхідний практичний досвід і навички зварювання в шлюзових камерах, які заповнені інертним газом (рис. 2.2).

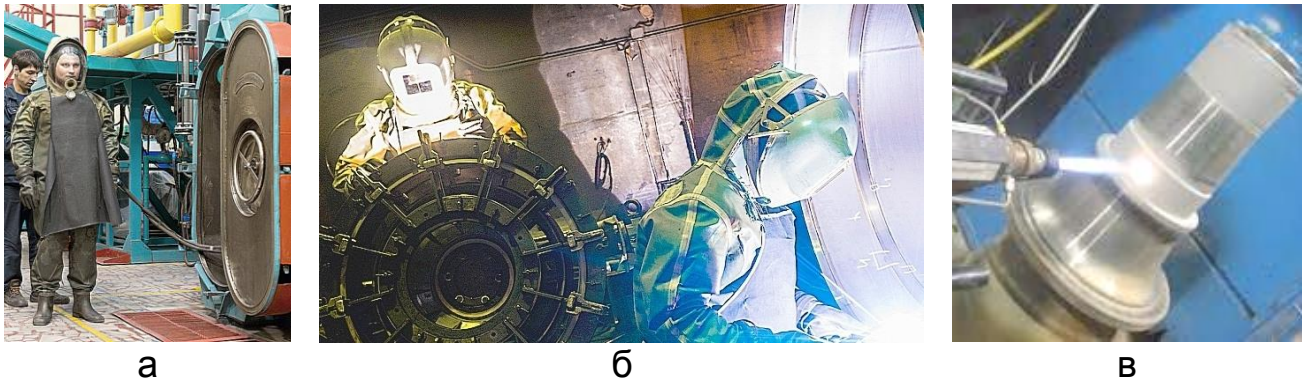


Рис. 2.2. Аргондугове зварювання титанових конструкцій у шлюзовій камері:
а – зварник у скафандрі; б – загальний вигляд робочих місць зварників у шлюзовій камері; в – процес приварювання маточини до стояка шасі літака

На рис. 2.3 схематично показано типову технологічну послідовність п'ятикоординатного механічного оброблення зовнішніх поверхонь стояка головного шасі пасажирського регіонального літака.

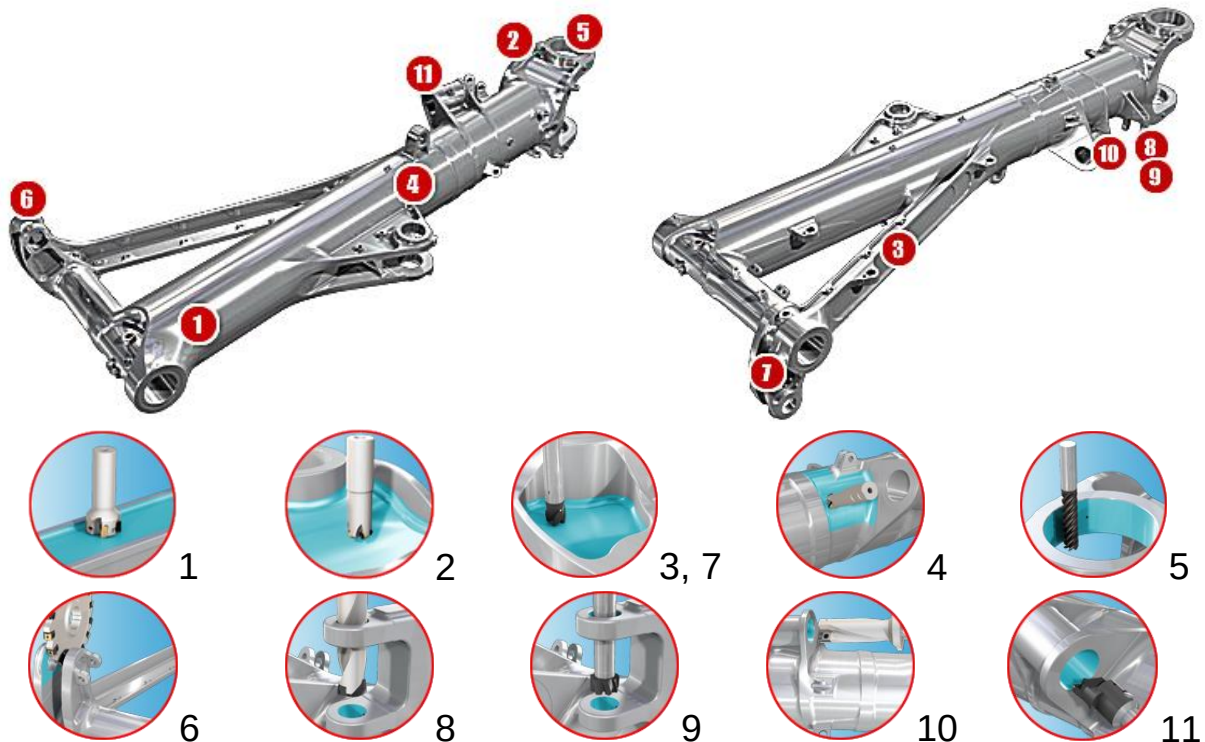
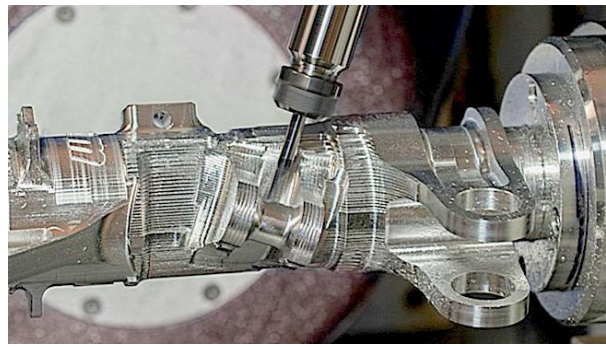


Рис. 2.3. Схема послідовності оброблення поверхонь заготовки стояка шасі літака:
1 – контурне фрезерування корпусу, 2 – карманів, 3, 7 – колодязів, 4 – галтелей;
5 – чорнове спіральне фрезерування отворів; 6 – дискове фрезерування пазів;
8 – свердління; 9 – зенкерування; 10, 11 – розточування отворів

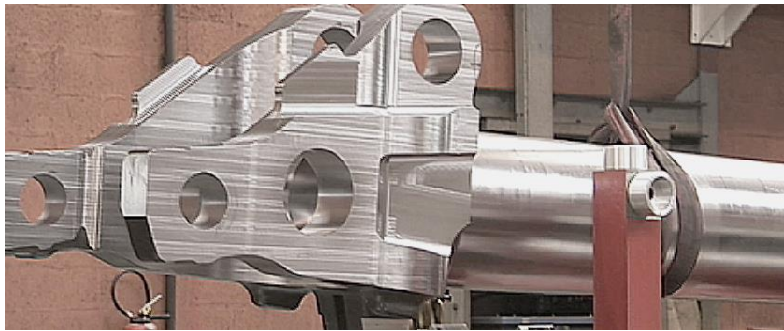
Приклади п'ятикоординатного оброблення зовнішніх поверхонь корпусів стояка головного шасі двох пасажирських літаків показано на рис. 2.4.



а



б



в



г

Рис. 2.4. Приклади оброблення зовнішніх поверхонь корпусу стояка шасі (а, б) та загальний вигляд поверхонь вушка корпусу амортизатора стояка шасі пасажирського літака після фрезерування (в) та слюсарної обробки (г)

Для оброблення заготовок із титанових сплавів зазвичай застосовують інструмент з твердого сплаву без покриття (мають позначення «grade K» за стандартами ISO 3685 для точіння і ISO 8688 – для фрезерування).

Марку твердого сплаву вибирають за розміром зерна та вмісту сполучного залежно від виду обробки (чорнова, чистова) та методу оброблення (точіння, фрезерування, свердління, зенкерування, розгортання).

Тонке зерно твердого сплаву з розмірами 0,8...1,5 мкм із вмістом сполучного для кобальту 3...6 % (марки K01-K20) зазвичай вибирають для напівчистої або чистої обробки.

Ультратонке зерно твердого сплаву з розмірами менше 0,7 мкм із вмістом сполучного для кобальту 10 % (марки K30-K40) рекомендується для чорнової обробки з ударами.

Тверді сплави з покриттями (PVDTiAlN, CVD-TiCN/Al₂O₃/TiN) використовуються в широких межах типорозмірів інструменту для чорнової та чистої обробки заготовок із титанових сплавів.

Висока хімічна активність титанових сплавів при підвищених температурах, низька теплопровідність і здатність створювати стружку, яка не навивається, ускладнює їх оброблення. Фрезерування титанових сплавів додатково ускладнено фактором удару зуба інструменту при вході в заготовку і зміною товщини зрізу залежно від кута повороту фрези. Швидкості різання, що застосовують під час оброблення титанових сплавів, залежно від їхньої границі міцності в 2...4 рази нижче швидкостей різання, що застосовують під час оброблення деталей із конструкційної сталі 45.

Під час оброблення по кірці швидкості різання знижуються відповідно вдвічі. Швидкість різання при фрезеруванні титанових сплавів має становити не більше 60 м/хв, подача на один зуб – 0,05...0,15 мм/зуб.

Через особливі термічні властивості титанових сплавів їх механічна обробка у більшості випадків здійснюється із застосуванням мастильно-охолоджувальної рідини (МОР) – сульфофрезолу, графітованого мастила.

На рис. 2.5 показано приклади оброблення титанового корпусу стояка головного шасі в реальних виробничих умовах із застосуванням МОР.

Для свердління звичайних (неглибоких) отворів у титанових заготовках шасі слід використовувати твердосплавні свердла з робочою довжиною, яка дорівнює двом – п'яти діаметрам отвору. Швидкість різання твердосплавними свердлами має становити 30...50 м/хв, подача для свердел діаметром до 20 мм – від 0,04 до 0,1 мм/об.



а



б



в

Рис. 2.5. Приклади фрезерування (а, в) та розгортання отворів (б) корпусу стояка головного шасі регіонального пасажирського літака із застосуванням МОР

Для оброблення точних отворів у титанових заготовках шасі застосовують розгортки із різальними поверхнями з твердого сплаву. Швидкість різання становить 10...15 м/хв, подача – 0,1...0,2 мм/об.

Під час розгортання застосовують *технологічний критерій* спрацювання – таку величину спрацювання, коли розвертка не забезпечує потрібний квалітет точності й необхідну шорсткість поверхневого шару.

Допустимий знос по задній грані забірної частини розгортки становить від 0,3 до 0,8 мм.

Середній період стійкості розверток, який відповідає технологічному спрацюванню, лежить у межах 20 – 90 хвилин, причому розвертки великих діаметрів мають більший період стійкості, ніж розвертки малих діаметрів.

Розгортання здійснюють у два переходи, припуск на чорнове розгор-

тання становить 0,15...0,5 мм, на чистове – 0,05...0,2 мм залежно від діаметра отвору й матеріалу заготовки. Перед розгортанням отвір зенкерують.

Провідними світовими виробниками інструменту для механічної обробки заготовок стояків шасі із високоміцних конструкційних сталей та титанових сплавів є компанії SGS Tool (США), Hanita (Ізраїль), Mitsubishi Carbide (Японія), SECO (Італія), Hertel та Sandvik Coromant (Німеччина).

Провідними світовими виробниками верстатного обладнання для п'ятикоординатної фрезерно-токарно-свердлильної обробки деталей шасі із високоміцних конструкційних сталей та титанових сплавів є компанії MAG Cincinnati (США) та WFL Millturn Technologies (Австрія).

2.1 Слюсарне оброблення корпусних заготовок шасі літака

Механічне оброблення корпусних заготовок деталей шасі літака на верстатах, у тому числі й високоточних з ЧПК, обов'язково доповнюють підготовчі (рис. 2.6, а) та чистові (рис. 2.6, б, в) слюсарні роботи.

Як сучасне ручне механізоване обладнання для чистового слюсарного оброблення деталей шасі можна назвати кутову пневматичну шліфувальну машину моделі QA-611A німецької компанії Mighty Seven (рис. 2.6, г).

Твердосплавні борфрези (рис. 2.6, д) використовують для попереднього шліфування, притуплення гострих кромek, видалення облою та задирок із заготовок корпусних деталей шасі літака.

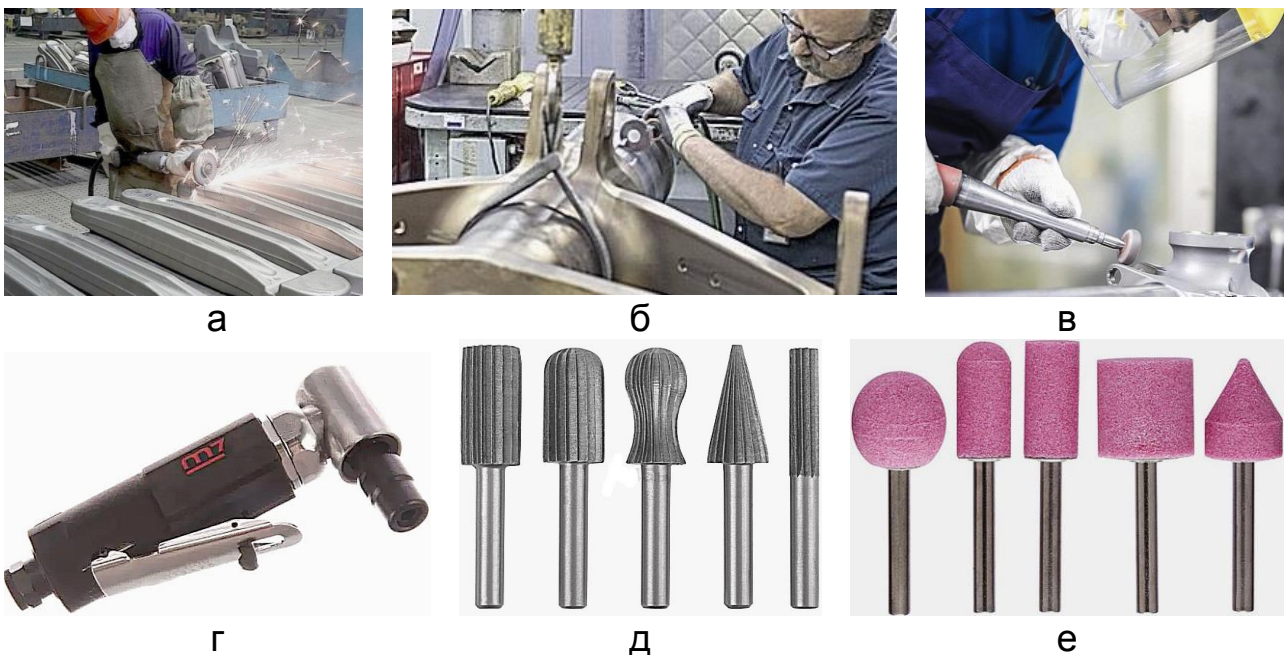


Рис. 2.6. Слюсарне оброблення заготовок корпусних деталей шасі літака

Шліфувальні абразивні головки, або шарошки (рис. 2.6, е), – це інструмент широкого спектра використання завдяки різноманіттю конфігурацій, марки використовуваного матеріалу та фракції зерна. Конструктивно шліфувальна шарошка як інструмент складається з робочої абразивної частини різних стандартних типорозмірів та хвостовика, на який цей абразив закріплено за допомогою спеціального клею на керамічній зв'язці.

Відомий в усьому світі виробник абразивного інструменту – німецька компанія Klingspor. У літакобудуванні цей слюсарний абразивний інструмент застосовують для чистової обробки кольорових та титанових сплавів, сталей, полімерних композиційних матеріалів, органічного скла. Основне призначення інструменту – зачищення виливків і штамповок, зварювальних швів, оброблення фасонних поверхонь деталей шасі (див. рис. 2.6, б, в).

Для створення технологічних баз на заготовках шасі, які найчастіше мають протяжні та об'ємні поверхні, необхідні такі підготовчі операції:

- фрезерно-центрувальна (торцеві площини та центрувальні отвори);
- токарна (зовнішні циліндричні проточки та торцевий напрямний отвір для ежекторного свердла);
- спеціальна свердлильна (глибокий осьовий технологічний отвір, коли діаметр отвору перевищує його глибину більш ніж у п'ять разів).

Виконання перших двох підготовчих операцій механічної обробки заготовок шасі зазвичай не спричиняє принципових технологічних труднощів.

Отримання глибокого осьового технологічного отвору у титановій заготовці корпусу стояка шасі для подальшого розточування та шліфування внутрішніх циліндричних поверхонь потребує спеціального свердлильного обладнання і оснащення.

Контрольні запитання

1. Наведіть технологічну послідовність п'ятикоординатного механічного оброблення зовнішніх поверхонь стояка головного шасі літака.
2. Який інструмент зазвичай застосовують для оброблення заготовок із титанових сплавів?
3. Які фізичні та технологічні особливості титанових сплавів ускладнюють їх оброблення?
4. Що означає поняття «технологічний критерій спрацювання» під час розгортання?
5. Які свердла слід використовувати для свердління звичайних (неглибоких) отворів у титанових заготовках шасі?
6. Чому дорівнює припуск на чорнове та чистове розгортання отворів у титанових заготовках шасі?
7. Для чого використовують твердосплавні борфрези при обробленні заготовок корпусних деталей шасі літака?
8. З яких конструктивних елементів складається шліфувальна головка (шарошка) як слюсарний інструмент?

3. ТЕХНОЛОГІЯ СВЕРДЛІННЯ ГЛИБОКИХ ОТВОРІВ У ЗАГОТОВКАХ ДЕТАЛЕЙ ШАСІ ЛІТАКА

Глибокі отвори діаметром $D = 8...30$ мм у титанових заготовках стояка шасі зазвичай виконують однорізцевими рушничними свердлами за технологією Gundrilling – подача МОР через отвір та видалення стружки через фасонну виїмку у трубчастому корпусі свердла.

Рушничне свердло (рис. 3.1, а) складається з робочої частини 2 і трубчастого корпусу – стебла 7. Щоб створити сприятливі умови різання, однокромковий різець 5 зміщують на $0,2D$ від осі свердла.

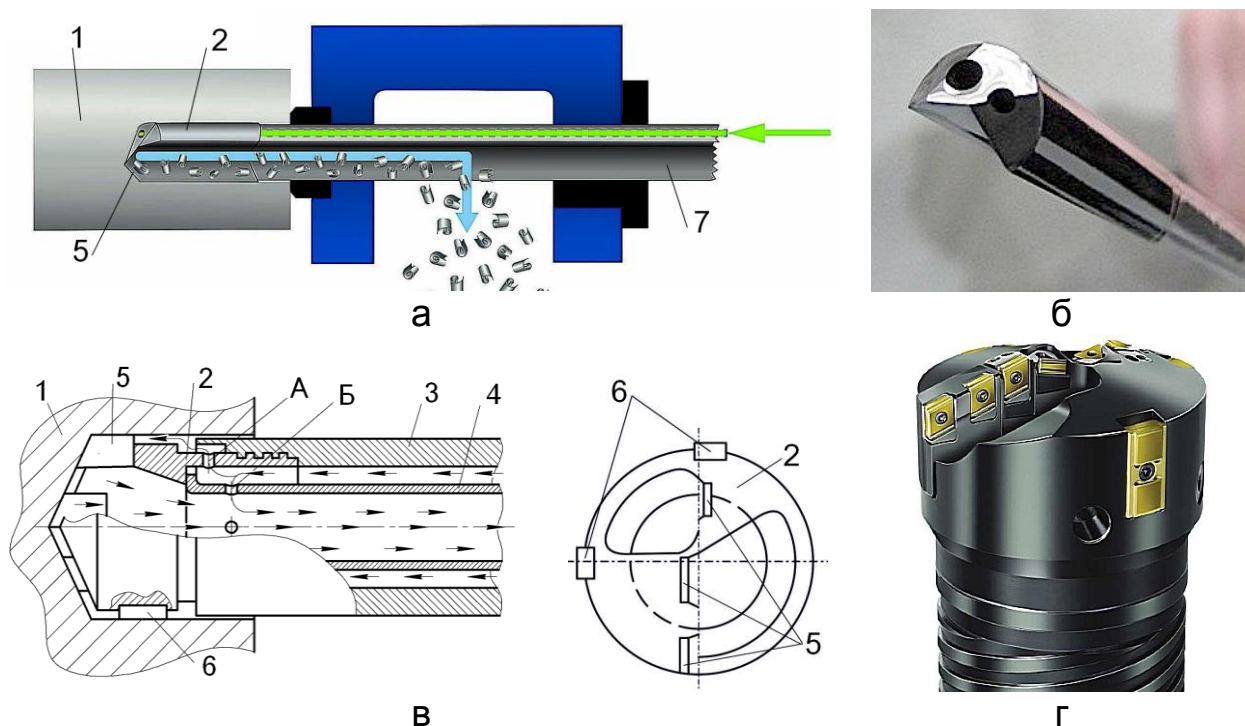


Рис. 3.1. Схеми гарматного (а) і ежекторного (в) свердління глибоких отворів рушничним (б) та ежекторним (г) свердлами: 1 – заготовка; 2 – наконечник; 3 – труба зовнішня; 4 – труба внутрішня; 5 – різець; 6 – пластина напрямна; 7 – стебло

Рушничне свердло для свердління глибоких отворів має внутрішній канал круглого або серпоподібного поперечного перерізу для підведення МОР під тиском від 1 до 2 МПа. МОР разом зі стружкою вимивається по зовнішній прямій канавці рушничного свердла.

Високопродуктивною альтернативою рушничному свердлінню для глибоких отворів діаметром від 50 до 400 мм є ежекторне свердління з використанням внутрішнього та зовнішнього потоків МОР. Світовим технологічним досягненням компанії UNISIG (США) є приклад ежекторного свердління отвору глибиною три метри та діаметром 280 мм у титановій заготовці корпусу стояка головного шасі літака-аеробуса Airbus A-380.

Система для глибокого ежекторного свердління (рис. 3.1, б) складається з наконечника 2 та двох коаксіальних труб 3 і 4. Наконечник із чотиризахідною різью накручують на зовнішню трубу. Наконечник має різці 5 з механічним кріпленням багатограних різальних пластин (БРП) із твердого сплаву, які роз-

міщені у шаховому порядку, тому стружка зрізається у вигляді окремих стрічок, дробиться стружколамними уступами й легко видаляється.

Циліндричні поверхні твердосплавних напрямних пластин 6 утримують свердло від відхилення відносно осі. Для забезпечення контакту напрямних пластин у заготовці 1 необхідно попередньо виконати отвір відповідного діаметра та глибини або використати напрямну втулку.

МОР під тиском від 2 до 3 МПа подається між внутрішньою 4 та зовнішньою 3 трубами ежекторного свердла та випускається через перехідник, установлений на передній частині шпинделя спеціального верстата для глибокого свердління отворів. Особливістю таких свердел є ефект ежекції (підсмоктування) МОР завдяки розділенню прямого потоку МОР на два: основна частина МОР прямує через отвір А до зони різання для охолодження і вимивання стружки, а близько 30 % МОР через отвори Б попадає у внутрішній канал труби 4, створюючи ежекторний ефект, завдяки цьому МОР і стружка висмоктуються із зони різання.

Блоково-модульний принцип компонування верстатів дає змогу змінювати довжину станини, розміри планшайб, кількість люнетів для закріплення заготовки та секцій трубчастого свердла (рис. 3.2).

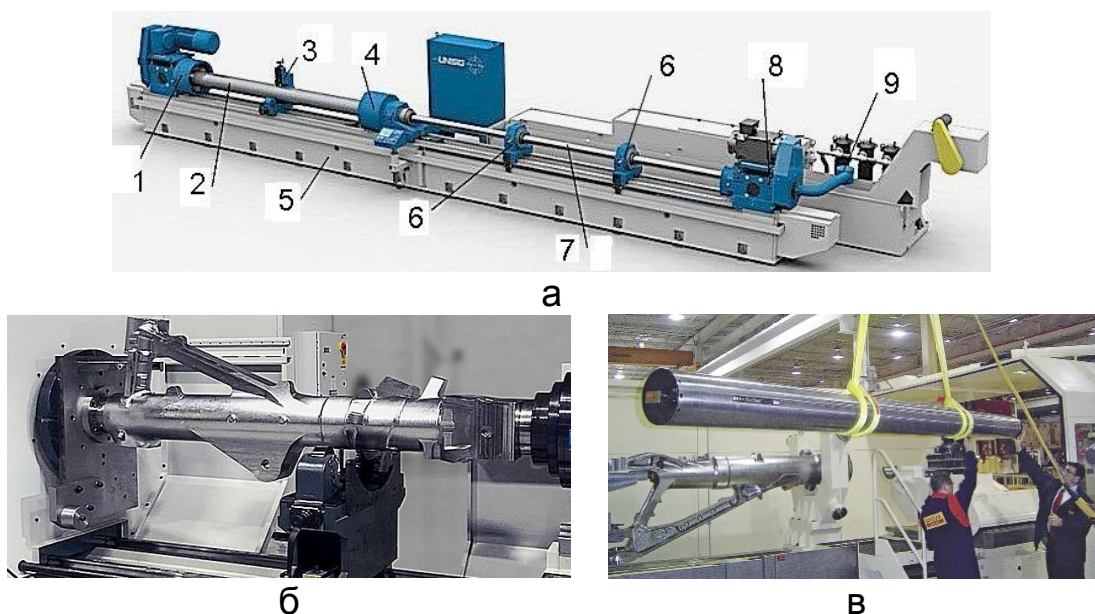
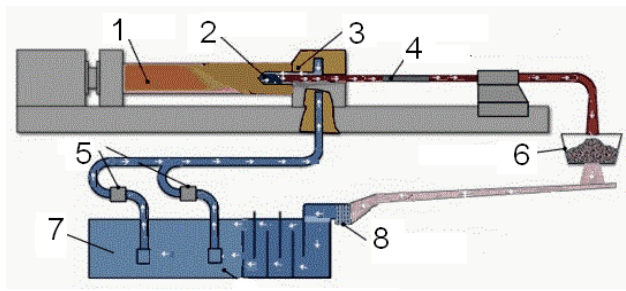


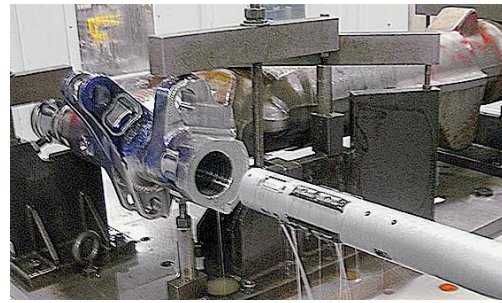
Рис. 3.2. Компонувальна схема верстата (а) та етапи встановлення стояка шасі (б) та ежекторного свердла (в) для глибокого свердління: 1 – планшайба; 2 – заготовка; 3 – люнет заготовки; 4 – муфта гідравлічна; 5 – станина; 6 – люнет свердла; 7 – труба свердла; 8 – шпиндель; 9 – гідростанція МОР

Ежекторні свердла забезпечують оброблення глибоких отворів 9 – 11-го квалітетів точності з параметром шорсткості $R_a = 1,25 \dots 0,63$ мкм на швидкостях різання 25...200 м/хв та подачах 0,15...0,7 мм/об при частоті обертання свердла від 30 до 240 1/хв.

Три функції МОР – зменшення тертя між дотичними елементами, охолодження різальних кромek ежекторного свердла та вимивання стружки потребують наявності у конструкції верстата насосної станції (рис. 3.3).



а



б



в

Рис. 3.3. Схема насосної станції МОР (а) та приклади ежекторного (б) та рушничного (в) свердління отворів у заготовці титанового корпусу стояка шасі: 1 – заготовка; 2 – наконечник свердла; 3 – муфта гідравлічна; 4 – труба свердла; 5 – насос; 6 – резервуар для стружки; 7 – бак; 8 – фільтр

Продуктивність автономного блока або вбудованої насосної станції верстатів для виготовлення глибоких отворів ежекторними та рушничними свердлами підбирають, ґрунтуючись на витрачанні приблизно 800 л/хв МОР і величину тиску для подачі МОР від 2 до 3 МПа.

Контрольні запитання

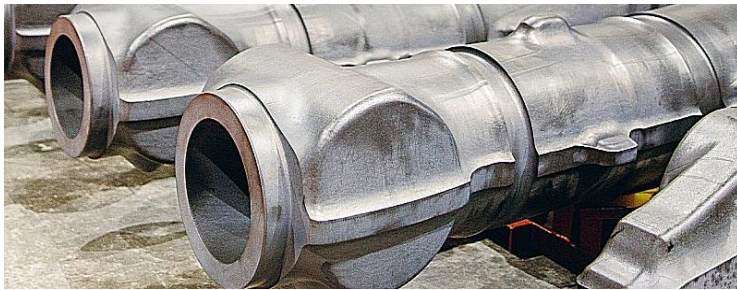
1. Для чого призначено рушничне свердло при свердлінні глибоких отворів у титанових заготовках стояка шасі?
2. З чого складається система для глибокого ежекторного свердління у титанових заготовках стояка шасі?
3. Як створюється ефект ежекції МОР для вимивання стружки із зони різання при глибокому свердлінні отворів?
4. Чому дорівнює економічна точність глибокого ежекторного свердління у титанових заготовках стояка шасі?
5. Які три технологічні функції виконує МОР під час свердління глибоких отворів у титанових заготовках стояка шасі?

4. БАГАТОВЕРСТАТНА ОБРОБКА ЗАГОТОВОК ШАСІ ЛІТАКА

Прикладом послідовної контурної та позиційної обробки титанових заготовок шасі на універсальних та спеціальних станках з ЧПК є технологія виготовлення рами візка шасі пасажирського літака компанії Boeing B-787, загальний вигляд заготовки для якої показано раніше (див. рис. 2.1, г).

Заготовка рами візка шасі після двох підготовчих операцій – токарної та спеціальної свердлильної має технологічні бази у вигляді циліндричних проточок та глибокого осьового технологічного отвору (рис. 4.1, а).

Базують заготовку на циліндричні проточки у ложементів спеціального верстатного пристрою, закріплюють заготовку за допомогою двох затискачів у відповідних технологічних проточках (рис. 4.1, б). Площини на бобишках заготовки рами візка шасі обробляють кінцевими фрезами на п'ятикоординатному верстаті з ЧПК.



а



б

Рис. 4.1. Підготовчі операції до оброблення штампованої титанової заготовки на прикладі рами візка шасі пасажирського літака компанії Boeing B-787

На наступному етапі для одночасної групової чистової обробки зовнішніх поверхонь трьох заготовок рам візка шасі застосовують спеціальний фрезерний верстат з ЧПК компанії DROOP & REIN (Німеччина) з одним рухомим порталом. На русомому порталі верстата змонтовано три вертикальні супорти з силовими електричними шпинделями, кожен з яких несе фрезерну головку. Одночасно виконується чотирикоординатна контурна обробка зовнішніх поверхонь відразу трьох титанових заготовок рами візка шасі пасажирського літака компанії Boeing B-787 (рис. 4.2, в).

Для підвищення продуктивності механічної обробки на стіл фрезерного верстата з ЧПК виставляють одразу шість заготовок (див. рис. 4.2, а, б). Кожну заготовку базують та закріплюють у накладних на стіл верстата пристроях з планшайбою та чотирикулачковим патроном (рис. 4.2, г).

Планшайба кожного пристрою конструктивно містить електричний привід з ЧПК для дискретного повороту заготовки навколо горизонтальної осі. Чорнові отвори у кожній заготовці обробляють методом спірального фрезерування. Оброблення заготовок корпусу носового стояка або головного шасі літаків при невеликих обсягах виробничих партій доцільно виконувати на універсальних п'ятикоординатних фрезерних верстатах з ЧПК при відповідному об'ємі робочого простору верстата (рис. 4.3, а).



а



б



в

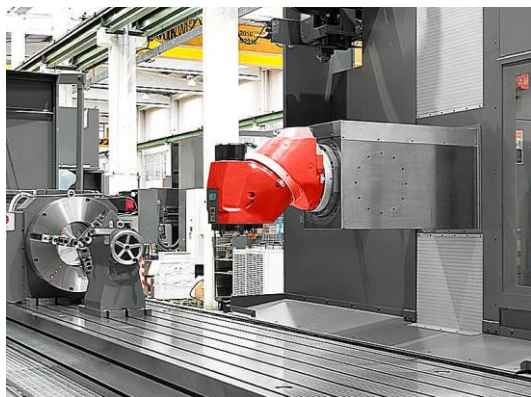


г

Рис. 4.2. Групова фрезерна обробка рам візка шасі пасажирського літака

Універсальні технологічні блоки у вигляді планшайби з ЧПК та трикулачкового патрона встановлюють на стіл фрезерного верстата та з їх допомогою забезпечують дискретний поворот заготовки стояка шасі.

Поєднання повороту заготовки та п'ятикоординатного переміщення фрези забезпечують повну контурну (об'ємне фрезерування) та позиційну (спіральне фрезерування отворів) обробку заготовки стояка шасі (рис. 4.3, б).



а



б

Рис. 4.3. П'ятикоординатна одномісна фрезерна обробка заготовки стояка шасі

Для чистової обробки отвори зенкують (рис. 4.4) та розточують на координатно-розточувальному верстаті з ЧПК.

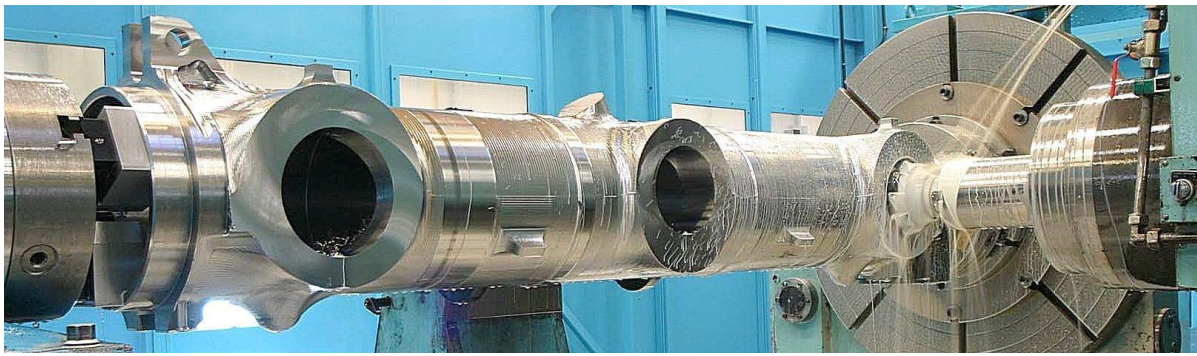
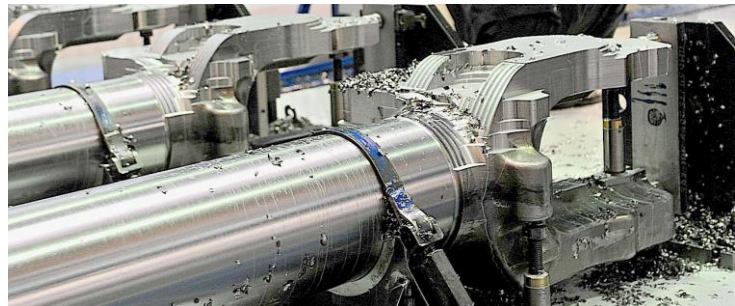


Рис. 4.4. Етап зенкування отворів рами візка шасі пасажирського літака

За аналогічною маршрутною технологією виготовляють амортизаційні стояки шасі. Амортизаційний стояк шасі являє собою трубу з об'ємним вушком, в якому знаходяться стикувальні отвори (рис. 4.5, а).



а



б



в

Рис. 4.5. Групова фрезерна обробка заготовок амортизаційних стояків шасі літака

Підготовчими операціями для отримання технологічних баз оброблення вушка є токарна та свердлильна. Для виконання глибокого свердління заготовку амортизаційного стояка шасі закріплюють на планшайбі з чотирикулачковим патроном та у роликовому люнеті (див. рис. 3.2, б) спеціального верстата для виготовлення глибоких отворів.

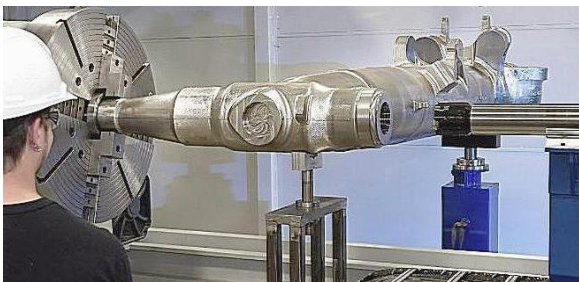
Заготовку стояка шасі базують у ложементях та регульованих опорах

спеціального верстатного пристрою (рис. 4.5, б). Закріплюють заготовку за допомогою стрічкових затискачів труби амортизаційного стояка шасі.

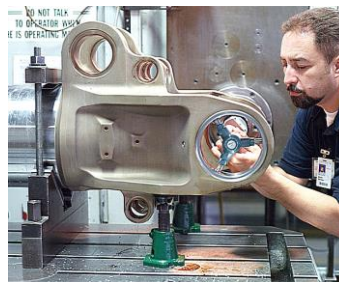
Для одночасної групової чистової обробки зовнішніх поверхонь чотирьох заготовок амортизаційних стояків шасі застосовують спеціальний фрезерний верстат з ЧПК компанії MAG Cincinnati (США) моделі U4-1500 з одним рухомим порталом. На рухомому порталі цього верстата змонтовано чотири вертикальні супорти з силовими електричними шпинделями для закріплення кінцевих фрез та іншого лезового інструменту.

Одночасно виконується чотирикоординатна механічна обробка поверхонь відразу чотирьох вушок амортизаційних стояків шасі (рис. 4.5, в). Для підвищення продуктивності на стіл верстата з ЧПК виставляють одразу 12 заготовок стояків шасі (див. рис. 4.5, в).

Наступні етапи оброблення корпусних заготовок стояків – свердління (рис. 4.6, а) та розточування отворів у вушках виконують на координатно-розточувальних верстатах з ЧПК. Після геометричного контролю діаметра (рис. 4.6, б) та глибини (рис. 4.6, в) розточених отворів в них запресовують сталеві (рис. 4.6, г) або бронзоберилієві втулки. Це конструкторське рішення пояснюється високим коефіцієнтом тертя титанових сплавів та забезпеченням ремонтної технологічності шляхом заміни зношених втулок. Усі співвісні отвори у втулках розточують при наскрізному проході борштанги з розточувальною головкою (рис. 4.6, д).



а



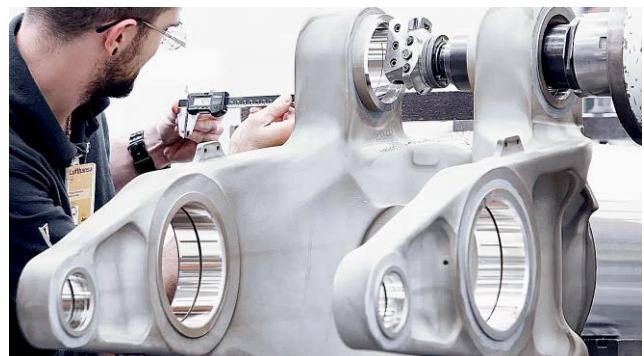
б



в



г



д

Рис. 4.6. Приклади свердління та розточування отворів у вушках та запресованих втулках стояків шасі пасажирського літака

Для підведення мастила у запресованих втулках передбачено отвори (див. рис. 4.6, г) та кільцеві циліндричні проточки (див. рис. 4.6, д).

Для стояків шасі невеликих розмірів чистову обробку отворів у за-

пресованих втулках зазвичай виконують за допомогою комплексу з зенкера та двох розгортток ручними пневматичними машинами (рис. 4.7).

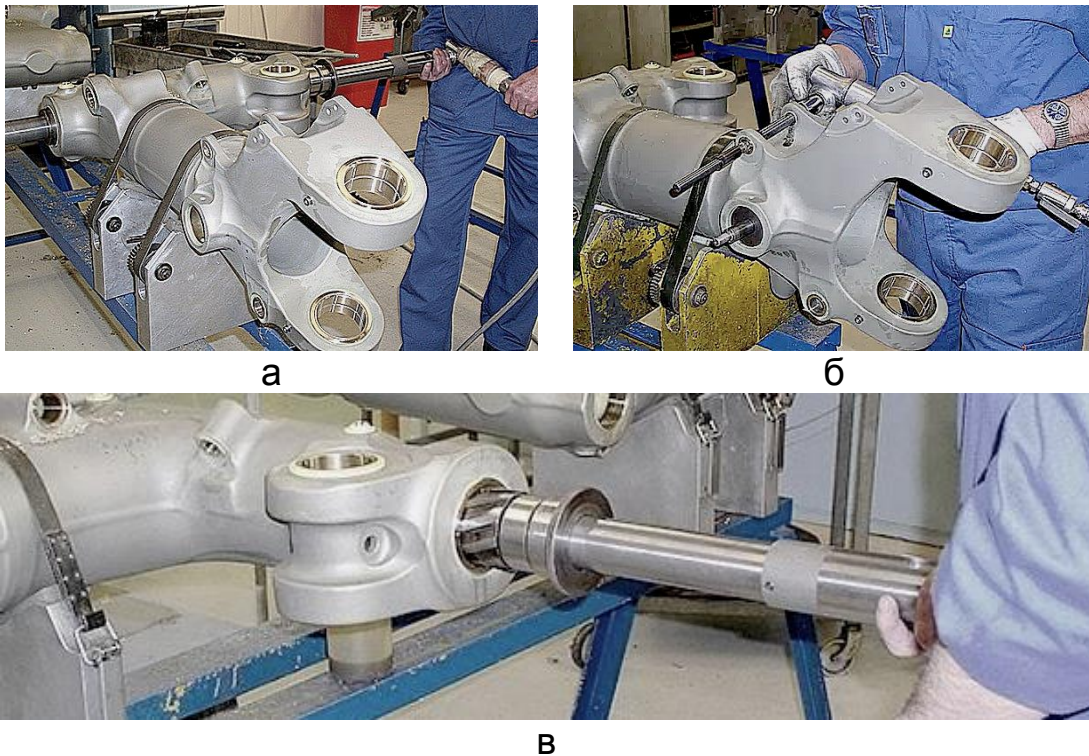


Рис. 4.7. Приклади чистової обробки отворів стояків шасі ручними пневматичними машинами: а, б – розгортання; в – зенкерування

На рис. 4.8 показано стояк головного шасі пасажирського регіонального літака із запресованими втулками у вушках.

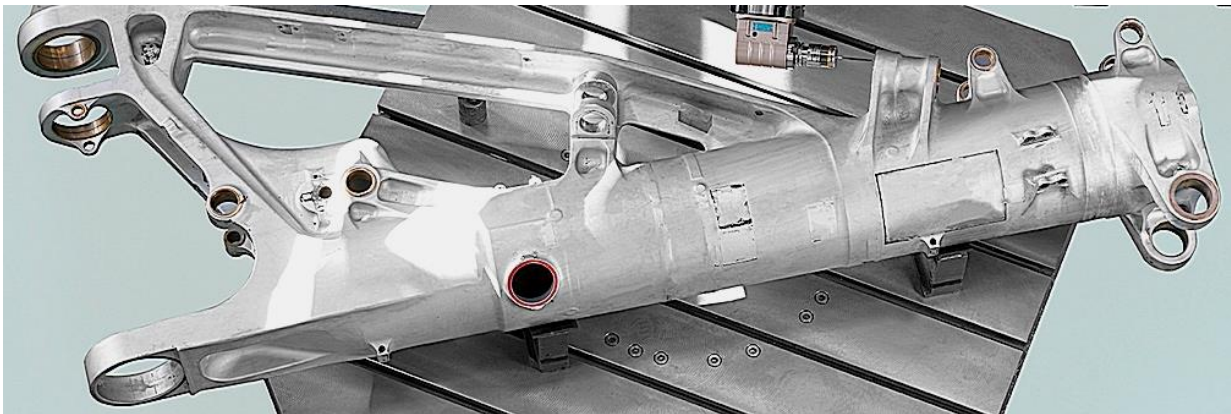


Рис. 4.8. Стояк головного шасі пасажирського регіонального літака

Технологічну послідовність оброблення поверхонь заготовки такого стояка шасі розглянуто вище (див. рис. 2.3).

На рис. 4.9 показано технологічну послідовність оброблення поверхонь однією з двох деталей шліц-шарніра стояка шасі пасажирського літака.

Застосовувані універсальні та спеціальні верстати з ЧПК полегшують виконання складних операцій виготовлення деталей шасі, зменшують витрати часу на міжопераційні дії (переналадження верстата, зміна інструменту) і кількість спеціальних верстатних пристроїв.



Рис. 4.9. Схема послідовності оброблення (а), загальний вигляд заготовки (б) та вузлів шліц-шарніра із запресованими втулками (в, г): 1 – фрезерування галтелі; 2, 3, 5 – фрезерування площин; 4 – свердління наскрізних отворів; 6 – розточування наскрізних отворів

Зовнішні поверхні деталей шасі після остаточної механічної обробки для підвищення несучої здатності зміцнюють методами поверхневого пластичного деформування.

Контрольні запитання

1. Які технологічні бази має заготовка рами візка шасі після двох підготовчих операцій – токарної та спеціальної свердлильної?
2. Який верстат забезпечує чотирикоординатне контурне оброблення зовнішніх поверхонь відразу трьох титанових заготовок рами візка шасі пасажирського літака?
3. Що забезпечує повне контурне (об'ємне фрезерування) та позиційне (спіральне фрезерування отворів) оброблення заготовки стояка шасі?
4. Як підвищують продуктивність механічної обробки заготовок стояків шасі технологічними методами?
5. Для чого в отвори вушок стояків шасі запресовують сталеві або бронзоберилієві втулки?
6. Опишіть технологічну послідовність оброблення поверхонь однієї з двох деталей шліц-шарніра стояка шасі пасажирського літака.

5. ШЛІФУВАННЯ ЗАГОТОВОК ДЕТАЛЕЙ ШАСІ ЛІТАКА

Місця високоточного взаємного сполучення деталей шасі – внутрішня порожнина корпусу стояка, амортизатор і маточина (див. рис. 1.2, б) потребують для чистової обробки застосування внутрішнього та зовнішнього шліфування, яке забезпечує економічну точність за 5 – 6-м квалітетами і шорсткість $R_a = 0,2...1,2$ мкм.

Перед шліфуванням на зовнішні та внутрішні поверхні титанових деталей шасі, що сполучаються, наносять газотермічним методом HVOF (англ. High velocity oxygen fuel) зносостійке антифрикційне тверде хромове покриття.

Провідні світові компанії-виробники абразивного інструменту – Rappold Winterthur (Австрія), Krebs & Riedel (Німеччина), Carborundum (США) забезпечують залежно від призначення різні за зернистістю й твердістю характеристики шліфувального інструменту.

Найкращі результати дають абразивні хімічно інертні до титану матеріали, зокрема карбід кремнію і окис алюмінію. Шліфування титанових сплавів здійснюється абразивними кругами зернистістю 25 – 16, твердістю CM1 – CM2. Головний рух під час шліфування – обертання шліфувального круга для титанових сплавів з коловою швидкістю $v_k = 20...25$ м/с.

Італійська компанія AZ Grinding Machines для чистової обробки титанових деталей шасі випускає спеціальні шліфувальні верстати:

- серії GSB для зовнішнього та внутрішнього круглого шліфування з патронним закріпленням та обертанням заготовки шасі;

- серії LBC для зовнішнього та внутрішнього планетарного шліфування із закріпленням заготовки на поворотному столі.

Під час шліфування існує три види подачі:

1. Подача в тангенціальному напрямі відносно обводу круга. У разі круглого шліфування цей вид подачі визначається коловою швидкістю обертання деталі v_d , м/хв.

2. Подача в напрямі, що збігається з віссю обертання шліфувального круга. При круглому шліфуванні цю подачу називають поздовжньою S_{nz} і вимірюють у частках від ширини B шліфувального круга на один оберт деталі, мм/об.

3. Подача в напрямі, перпендикулярному до оброблюваної поверхні. Її називають поперечною S_{nn} і задають величиною переміщення за один хід круга (мм/хід) або подвійний хід стола (мм/подв. хід). Для процесу круглого шліфування за відсутності поздовжньої подачі цю подачу задають на один оберт деталі (мм/об).

Внутрішнє кругле патронне шліфування застосовують для оброблення невеликих заготовок, а внутрішнє кругле планетарне – для оброблення важких і громіздких заготовок стояків шасі пасажирських літаків.

Зазвичай діаметр круга у разі внутрішнього шліфування становить 0,7...0,9 від діаметра отвору заготовки. У разі попереднього шліфування глибина різання становить 0,005...0,02 мм, у разі чистового – 0,002...0,01 мм.

Поздовжнє (або багатоходове) зовнішнє кругле шліфування заготовок стояків шасі виконують плоским кругом (рис. 5.1). Поперечна подача S_{nn} на глибину різання t здійснюється шліфувальним кругом у кінці поздовжнього ходу в напрямі, перпендикулярному до осі заготовки шасі.

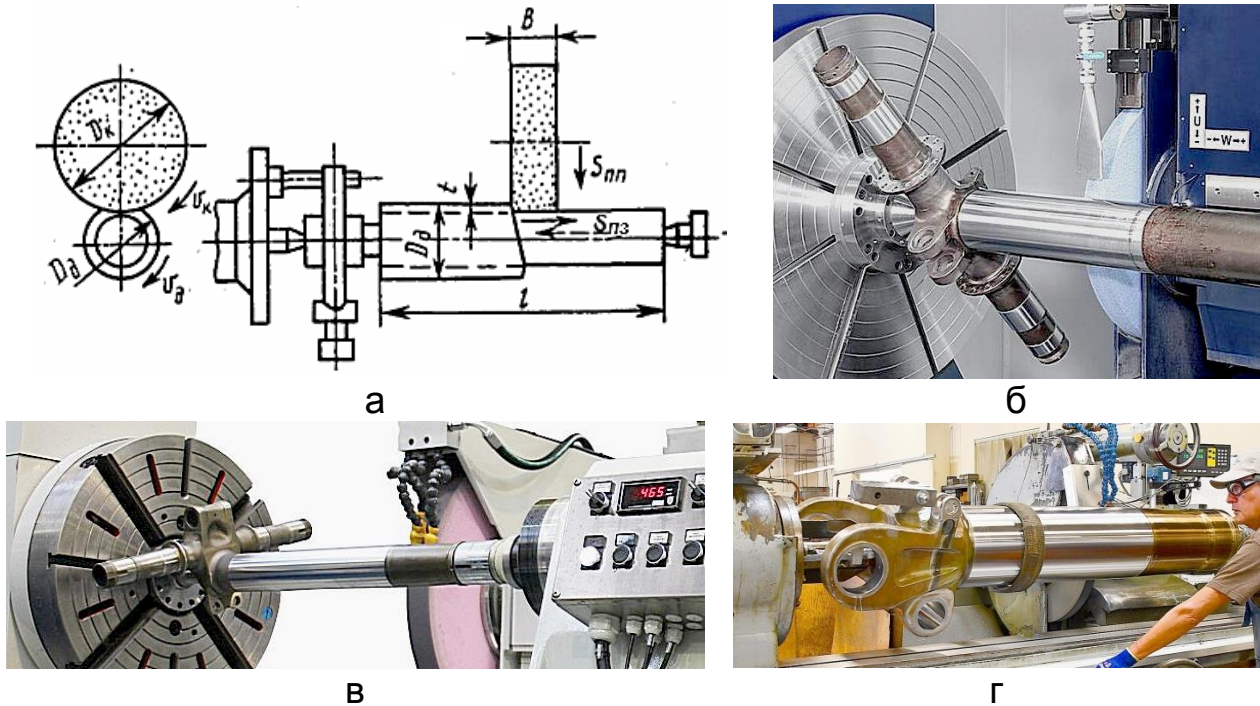


Рис. 5.1. Схема (а) та приклади зовнішнього круглого шліфування амортизаційних стояків шасі винищувача (б, в) та головного шасі пасажирського літака (г)

Внутрішнє кругле шліфування заготовок стояків шасі має два різновиди – патронне (рис. 5.2, а) та планетарне (рис. 5.2, б) шліфування.

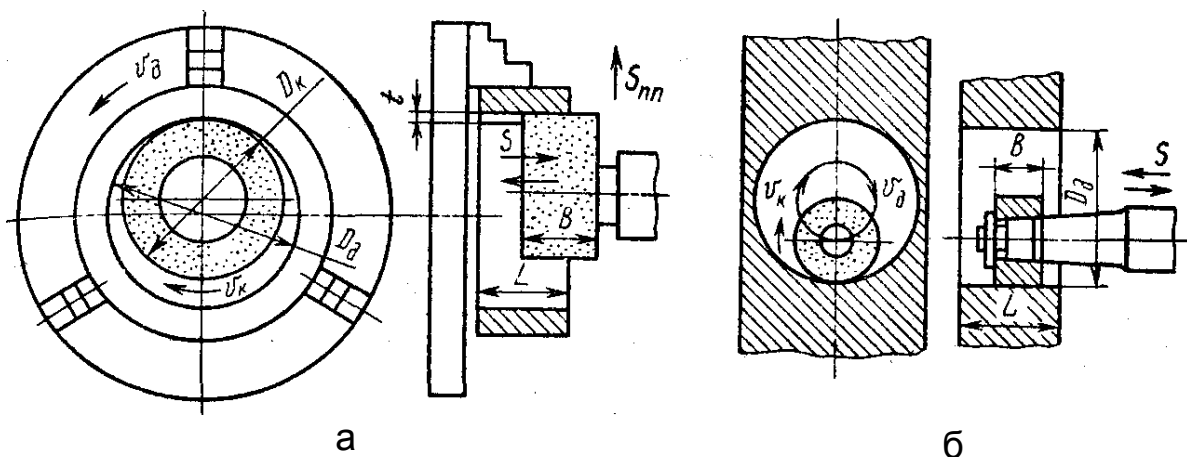


Рис. 5.2. Схеми патронного (а) та планетарного (б) внутрішнього круглого шліфування заготовок стояків шасі літака

На рис. 5.3 показано приклади патронного внутрішнього круглого шліфування амортизаційного стояка шасі пасажирського літака.



Рис. 5.3. Приклад патронного внутрішнього круглого шліфування амортизаційного стояка шасі пасажирського літака

У тих випадках, коли заготовці шасі неможливо або технічно надто складно надавати обертового руху, застосовують внутрішнє кругле шліфування заготовок стояків шасі за планетарною схемою (рис. 5.4, а).

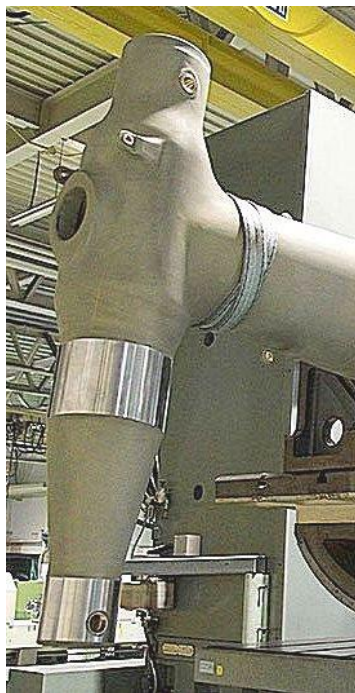
За планетарною схемою також шліфують зовнішні циліндричні поверхні (рис. 5.4, б) на маточині стояків головного шасі (рис. 5.4, в, г) для встановлення коліс.



а



б



в



г

Рис. 5.4. Приклади внутрішнього (а) та зовнішнього (б) шліфування за планетарною схемою стояка (в, г) головного шасі пасажирського літака

Розглянуті вище маршрутна та операційна технології виготовлення корпусу та деталей стояка шасі літака є прикладом диференціації технологічних операцій виготовлення комплектів шасі сучасних літальних апаратів при середньосерійному типі виробництва.

Для оброблення однієї і тієї ж деталі можуть бути застосовані різні варіанти технологічного процесу, рівноцінні з погляду технологічних вимог до виробу, але мають значні коливання за економічними показниками.

При використанні *принципу диференціації* за технологічним процесом передбачається оброблення однієї деталі з послідовним виконанням всіх переходів, які можуть бути здійснені на певному верстаті.

При використанні *принципу концентрації* за технологічним процесом передбачається заміна операцій, які виконувались раніше на окремих верстатах, на технологічні переходи для багатоопераційного верстата.

Під багатоопераційним верстатом з ЧПК розуміють свердлильно-фрезерно-розточувальний верстат з інструментальним магазином і пристроями для автоматичної заміни інструментів, який дає змогу здійснювати комплексне позиційне й контурне оброблення заготовок.

Контрольні запитання

1. Назвіть економічну точність і шорсткість внутрішнього та зовнішнього шліфування деталей шасі.
2. Яку зернистість і твердість мають абразивні круги для шліфування заготовок деталей шасі з титанових сплавів?
3. Чим відрізняється кріплення заготовок деталей шасі у спеціальних верстатах для зовнішнього та внутрішнього шліфування?
4. Які три види подач застосовують при внутрішньому та зовнішньому шліфуванні заготовок деталей шасі?
5. Для чого застосовують внутрішнє кругле патронне та внутрішнє кругле планетарне шліфування?
6. Наведіть залежність діаметра круга від діаметра отвору при внутрішньому шліфуванні заготовок деталей шасі.
7. В яких випадках застосовують внутрішнє кругле шліфування заготовок стояків шасі за планетарною схемою?
8. Що передбачається при використанні принципів диференціації та концентрації за технологічним процесом оброблення однієї деталі?

6. ОДНОВЕРСТАТНА БАГАТООПЕРАЦІЙНА ОБРОБКА ВЕЛИКОГАБАРИТНИХ ЗАГОТОВОК ДЕТАЛЕЙ ШАСІ

Використання ЧПК зумовило появу нової групи верстатів – багатоопераційних. Під *багатоопераційним верстатом* нині розуміють свердлильно-фрезерно-розточувальний верстат з ЧПК, обладнаний інструментальним магазином і пристроями для автоматичної заміни інструментів, який дає змогу здійснювати комплексне позиційне й контурне оброблення заготовки. Зарубіжні фірми скорочено позначають багатоопераційні верстати буквами *МС* (*Machining Center*).

Багатоопераційні верстати створювались на базі як фрезерних верстатів, яким властива висока потужність приводу головного руху, так і свердлильно-розточувальних, які характеризуються високою точністю оброблення.

Багатоопераційні верстати дають змогу поєднати операції фрезерування прямолінійних і криволінійних поверхонь, центрування, свердління, розсвердлення, зенкерування, розгортання, цекування, розточування, розвальцьовування й накатування отворів, нарізування різі (мітчиками, плашками, різцевими головками, різцями), кругове фрезерування зовнішніх і внутрішніх циліндричних, конічних і фасонних поверхонь і кругових пазів кінцевими й дисковими фрезами.

Світовим лідером виробництва великогабаритних багатоопераційних верстатів із ЧПК є австрійська компанія WFL Millturn. Нині компанія пропонує понад 20 моделей фрезерно-токарно-свердлильно-розточувальних верстатів із довжиною оброблення від двох до 12 метрів та діаметром обточування від 520 до 2000 мм.

Наприклад, розміри робочого простору верстата WFL Millturn моделі M65 (діаметр 1200 мм та довжина 4000 мм) забезпечують оброблення всієї номенклатури корпусів стояків шасі сучасних літаків та вертольотів.

Відповідно до рекомендацій міжнародного стандарту ISO для усіх видів верстатів з ЧПК застосовують єдину систему позначень координат лінійних та кутових переміщень виконавчих механізмів:

- усі прямолінійні переміщення інструменту розглядають у тривимірній декартовій системі координат X , Y , Z . Обертання інструменту навколо осей позначають літерами A , B , C (A – обертання навколо осі X , B – навколо осі Y , C – навколо осі Z);

- переміщення заготовки позначають цими ж літерами зі штрихом – X' , Y' , Z' і A' , B' , C' ;

- крім переміщення по основних осях X , Y , Z можливими є переміщення по вторинних осях U , V , W або третинних осях P , Q , R ;

- розташування осі Z збігається з віссю обертання інструменту.

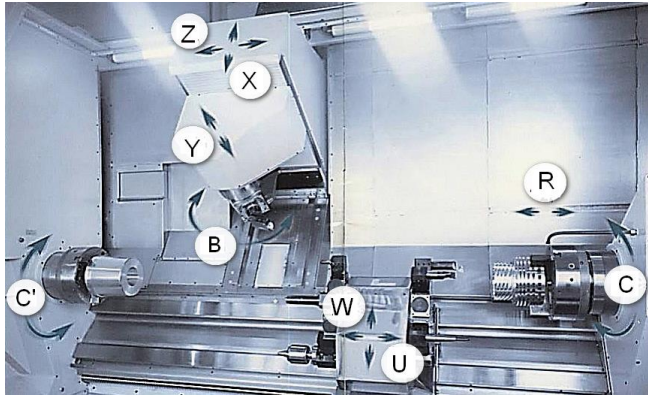
На рис. 6.1 показано деякі технологічні можливості великогабаритних багатоопераційних верстатів з ЧПК компанії WFL Millturn при комплексній контурній та позиційній обробці зовнішніх та внутрішніх поверхонь корпусів головного та носового стояків шасі сучасних пасажирських літаків.



а



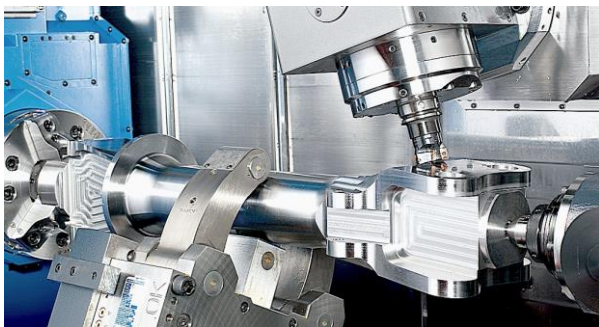
б



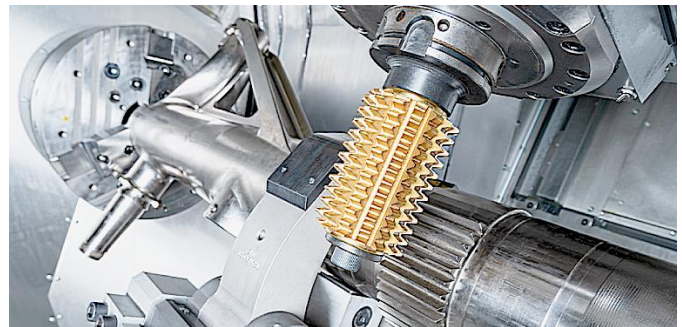
в



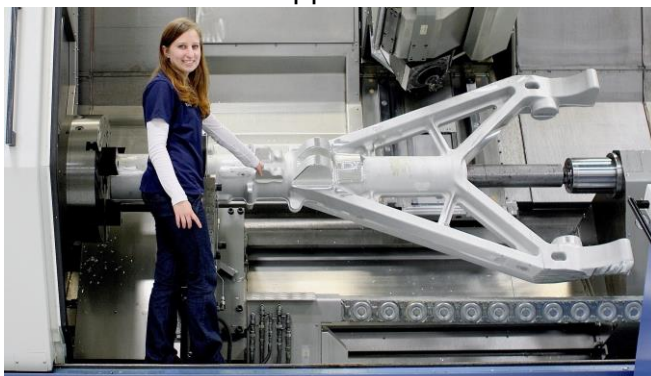
г



д



е



ж



и

Рис. 6.1. Технологічні можливості багатоопераційних верстатів компанії WFL Millturn:
а – приклад оброблення стояка головного шасі на верстаті моделі M65; б – токарна обробка амортизаційного стояка носового шасі; в – позначення переміщень виконавчих механізмів багатоопераційних верстатів WFL Millturn; г – фрезерна обробка вушка амортизаційного стояка; д – спіральне фрезерування рами візка головного шасі; е – зубонарізання для рульового механізму носового стояка; ж – приклад закріплення стояка носового шасі на планшайбі та пінолі задньої бабки верстата; и – приклад закріплення стояка носового шасі на планшайбі та люнеті верстата моделі M65

Типове компонування для всіх моделей багатоопераційних верстатів з ЧПК компанії WFL Millturn має такі стандартні позначення лінійних та кутових переміщень виконавчих механізмів:

- поперечний X , вертикальний Y та поздовжній Z рухи інструментальної головки;
- обертальний рух B інструментальної головки;
- прямий і реверсний обертальний рух, поворот на заданий кут C шпинделя пінолі задньої бабки;
- поздовжній рух R пінолі задньої бабки;
- поперечний U і поздовжній W рухи супорта із двома револьверними інструментальними головками;
- прямий і реверсний обертальний рух, поворот на заданий кут C' шпинделя передньої бабки із закріпленою заготовкою.

Вісь C' повороту заготовки має частоту обертання від 12 до 1200 1/хв з величиною дискретного повороту заготовки на кут $0,15^\circ$.

Чотири дискові та один ланцюговий інструментальні магазини загальною кількістю до 120 інструментів у поєднанні з восьмикоординатним переміщенням виконавчих механізмів та дискретним поворотом заготовки багатоопераційних верстатів із ЧПК компанії WFL Millturn забезпечують комплексну контурну та позиційну обробку зовнішніх і внутрішніх поверхонь корпусів стояків шасі.

Один із чотирьох дискових інструментальних магазинів усіх багатоопераційних верстатів WFL Millturn укомплектовано ежекторними свердлами та розточувальними штангами (рис. 6.2, а). Автооператор відповідно до заданого кадру керувальної програми переміщує та фіксує необхідний інструмент у шпинделі інструментальної головки верстата (рис. 6.2, б).

Для чистової та зміцнювальної обробки отворів у ланцюговому магазині верстата WFL Millturn можуть бути встановлені протяжки відповідного діаметра та довжини (рис. 6.2, в).

Перед виготовленням глибоких отворів заготовку стояка головного шасі або амортизаційного стояка літака закріплюють на планшайбі та люнеті (рис. 6.2, г) багатоопераційного верстата WFL Millturn.

До комплексу інструментів для оброблення глибоких отворів у стояках головного шасі або амортизаційних стояках на верстатах WFL Millturn входить вимірювальна головка англійської компанії Renishaw (рис. 6.2, д).

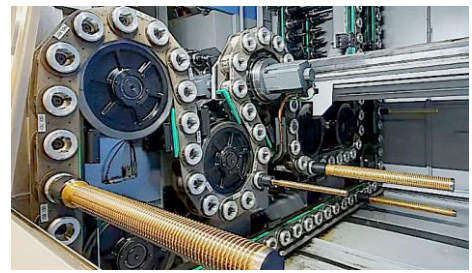
Для виключення вібрацій та вигину ежекторних свердел та розточувальних штанг діаметром до 220 і довжиною оброблення до 2000 мм передбачено окрему напрямну планку з люнетами. Жорсткість вимірювального наконечника (див. рис. 6.2, д) забезпечує трубчастий армований стрижень із високоміцного вуглепластику. Силовий електричний шпиндель інструментальної головки усіх багатоопераційних верстатів WFL Millturn має частоту обертання до 10000 1/хв, може повертатися навколо осі B на кут $\pm 120^\circ$ з дискретним кутовим кроком 2° для фрезерної та свердлильно-розточувальної обробки зовнішніх і внутрішніх поверхонь заготовки шасі під нахилом.



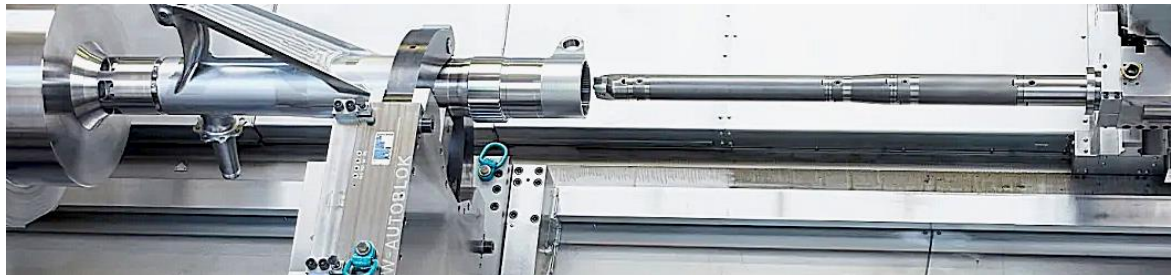
а



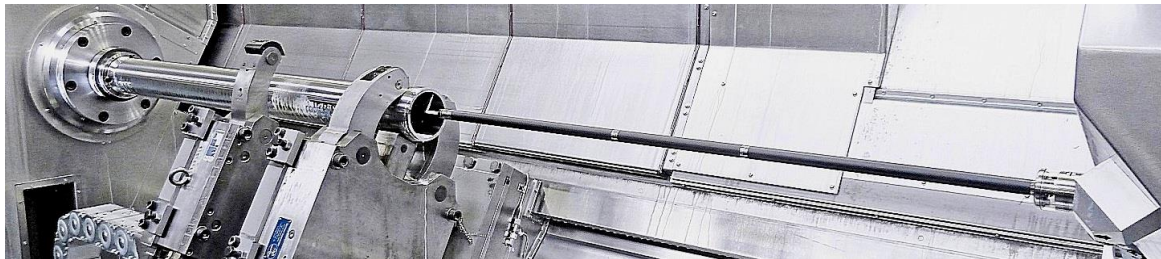
б



в



г



д

Рис. 6.2. Оброблення глибоких отворів на багатоопераційних верстатах WFL Millturn

Єдиними спеціальними верстатними пристроями для багатоопераційних верстатів компанії WFL Millturn є оснащення для базування та закріплення на планшайбі заготовок корпусу головного стояка (рис. 6.3, а, в) або амортизаційного стояка (рис. 6.3, б) шасі літака.



а



б



в

Рис. 6.3. Приклади спеціальних верстатних пристроїв для базування та закріплення заготовок стояків шасі на планшайбі верстатів WFL Millturn

Для операцій зовнішнього круглого шліфування та планетарного зовнішнього обточування заготовок стояків шасі в дисковий інструментальний магазин (рис. 6.4, а) верстата компанії WFL Millturn встановлюють шліфувальну (рис. 6.4, б) або розточувальні (рис. 6.4, в) насадки.

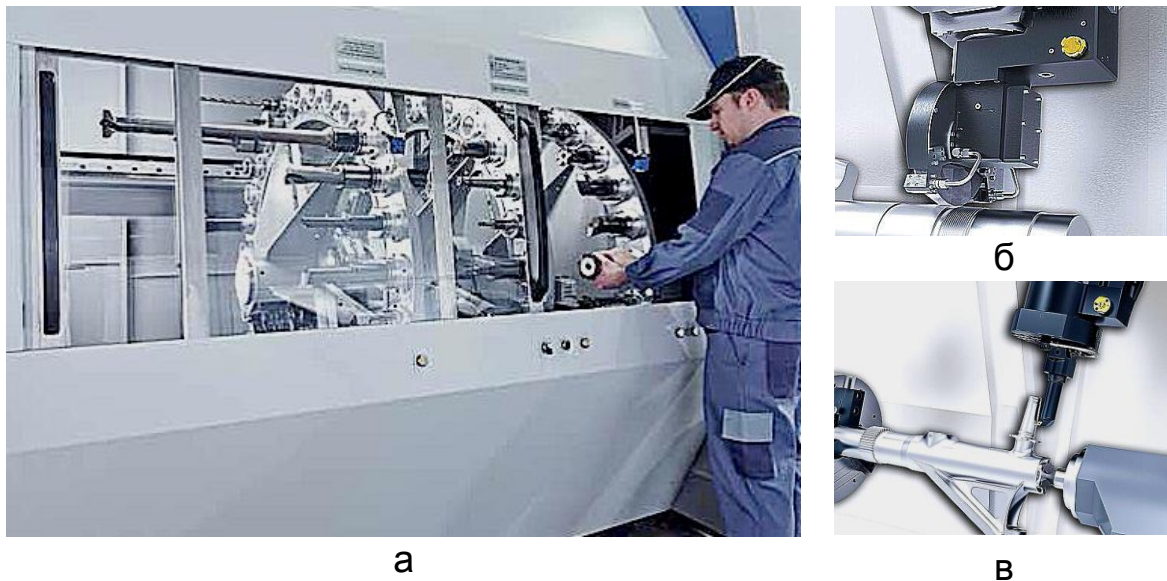


Рис. 6.4. Загальний вигляд трьох дискових інструментальних магазинів (а), шліфувальної (б) та розточувальної (в) насадок верстатів компанії WFL Millturn

Програмне забезпечення моделі Sinumerik 840C забезпечує тривимірне моделювання всіх технологічних можливостей багатоопераційних верстатів компанії WFL Millturn, має запатентований модуль CrashGuard запобігання зіткненням виконавчих механізмів верстата у режимі реального часу. Один багатоопераційний верстат з ЧПК компанії WFL Millturn замінює від десяти до 15 універсальних або спеціальних верстатів з ЧПК без застосування спеціальних верстатних пристроїв або УСП. Дуже дорогі багатоопераційні верстати з ЧПК компанії WFL Millturn мають річний робочий фонд близько 5500 годин. Для технічного обслуговування цих дуже складних за конструкцією верстатів з ЧПК призначена половина часу третьої зміни.

6.1. Одноверстатна багатоопераційна обробка заготовок дрібних деталей шасі літака

Кожна зі сторін корпусної деталі шасі має виступи, кармани, пази, на прямні, ребра та інші конструктивні елементи, тобто кожна сторона корпусу – це поверхня з кількома глибинними рівнями й складним контуром.

Дрібні корпуси складної форми вузлів шасі літака, з яких два (електромеханічного приводу ступки шасі та кермового механізму носового стояка) як типові (рис. 6.5, а, б) потребують оброблення за трьома лінійними координатами у поєднанні з обертанням інструменту та заготовки, тобто ще по двох кутових осях верстата з ЧПК.

Компонування сучасних багатоопераційних верстатів з ЧПК (рис. 6.5, в) крім трикоординатного переміщення забезпечує одночасне використання або одиничних A , B , або парних $A+B$ (рис. 6.5, г), або $B + C$ (рис. 6.5, д) кутів

вих осей. Поява двох додаткових кутових осей дає можливість обробляти дрібні корпусні деталі шасі складної форми з великою кількістю основних і кріпильних отворів, різних за розмірами, глибиною й точністю за один установ, заощаджуючи час при гарантованій точності оброблення.

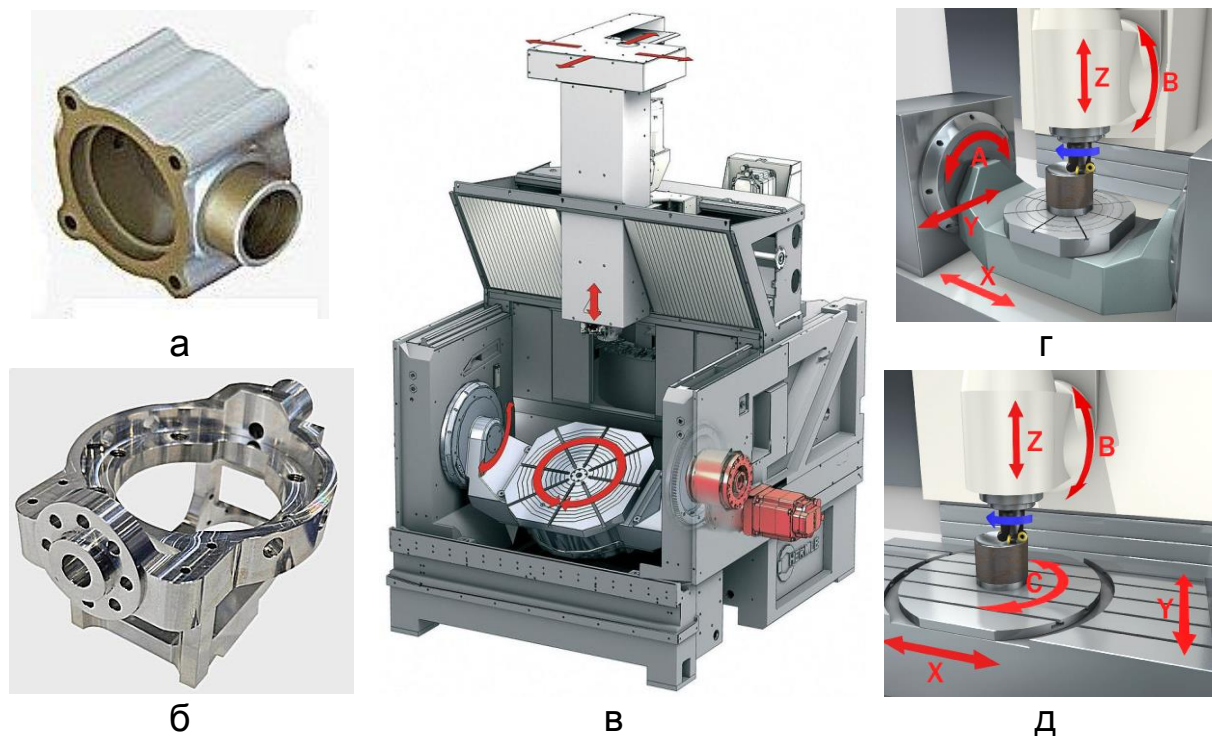


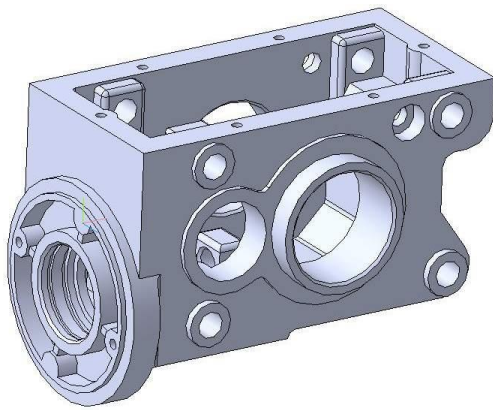
Рис. 6.5. Дрібні корпуси вузлів шасі літака і компонування п'ятикоординатних багатоопераційних верстатів з ЧПК

Технологічний процес виготовлення корпусної деталі шасі складається з безлічі операцій, таких як торцеве фрезерування, фрезерування кишень, фрезерування по контуру, свердління, зенкування, розгортання, нарізування різь. Основна частина операцій виконується на багатоопераційному верстаті з ЧПК моделі Schaublin 48 V CNC (Швейцарія).

Об'єм робочого простору такого багатоопераційного високоточного верстата становить 480x400x430 мм, точність позиціонування по осях X (стола) і Y (повзуна) – 0,002 мм, повторюваність позиціонування по всіх координатних осях – $\pm 0,005$ мм, кількість інструментів у магазині – 20.

Приклад комплексної позиційно-контурної обробки корпусу (рис. 6.6, в) вузла керування кінематикою шасі (рис. 6.6, б) показано на рис. 6.6, в. Весь процес оброблення можна поділити на кілька етапів за методами оброблення, на кожному з яких потрібний окремий різальний інструмент

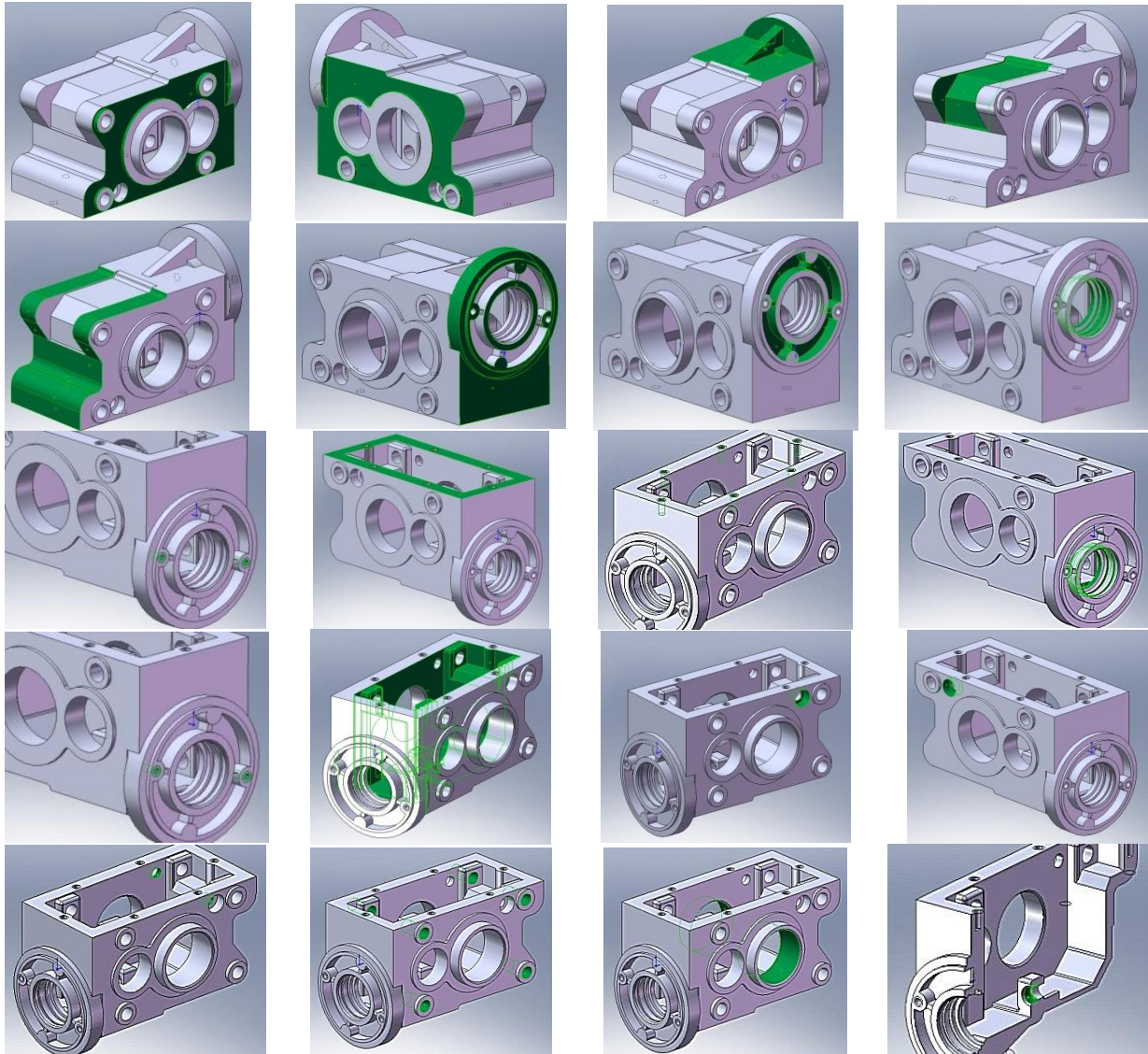
Корпус виготовляють із високоміцного ливарного магнієвого сплаву марки ZE10A (США) або TA55RS (Англія). Матеріал належить до системи MG-AL-ZN і має хороші ливарні, високі механічні та технологічні властивості. Сплав застосовується для отримання навантажених деталей у піщаних та оболонкових формах, а також при литті в кокіль та під тиском. Алюміній та цинк підвищують механічні властивості такого високоміцного ливарного магнієвого сплаву, а марганець покращує корозійну стійкість сплаву.



а



б



в

Рис. 6.6. Комп'ютерні моделі етапів виготовлення дрібного корпусу вузла шасі

Механічна обробка ливарного магнієвого сплаву проводиться тільки гострозаточеним інструментом. Застосування мастильно-охолоджувальної рідини (МОР) не допускається. На ділянці оброблення магнієвих сплавів застосовуються спеціальні заходи пожежної безпеки.

Тенденцією у верстатобудівній галузі є прагнення до комплексної обробки деталей на багатоопераційних верстатів з ЧПК, що дає змогу скоротити витрати часу та кількість засобів технологічного оснащення, а також підвищити продуктивність виготовлення деталей шасі завдяки підвищенню рівня концентрації технологічних операцій.

Сучасні системи ЧПК полегшують підготовку та налагодження керувальних програм, які можуть бути складені та відредаговані безпосередньо на верстаті у режимі діалогу. Системи легко адаптуються до найскладніших багатоопераційних верстатів з ЧПК і дають змогу виконувати високопродуктивну механічну обробку деталей шасі.

Серед розглянутого переліку аналізованого обладнання найпоширенішими є системи ЧПК: Fanuc (Японія), Siemens (Німеччина), Heidenhain (Німеччина), Haas (США), Mitsubishi Electric (Японія).

Контрольні запитання

1. Що розуміють під терміном «багатоопераційний верстат»?
2. На базі якого технологічного обладнання з ЧПК створювались багатоопераційні верстати?
3. Які технологічні операції механічного оброблення можуть поєднувати багатоопераційні верстати з ЧПК?
4. Яку єдину систему позначень координат лінійних і кутових переміщень виконавчих механізмів застосовують для усіх верстатів з ЧПК?
5. Наведіть приклади технологічних можливостей багатоопераційних верстатів з ЧПК компанії WFL Millturn.
6. Які конструктивні рішення забезпечують комплексне контурне та позиційне оброблення зовнішніх і внутрішніх поверхонь корпусів стояків шасі на верстатах з ЧПК компанії WFL Millturn?
7. Наведіть технічні характеристики силового електричного шпинделя інструментальної головки багатоопераційних верстатів з ЧПК компанії WFL Millturn.
8. Яка кількість лінійних і кутових координат потрібна для оброблення дрібних корпусів складної форми вузлів шасі літака?
9. Назвіть технологічні особливості механічного оброблення деталей шасі з ливарного магнієвого сплаву.
10. Які технологічні та економічні переваги забезпечує комплексне оброблення деталей на багатоопераційних верстатах з ЧПК?

7. КОНТРОЛЬ ВИГОТОВЛЕННЯ ВЕЛИКОГАБАРИТНИХ ДЕТАЛЕЙ ШАСІ

Виготовлення великогабаритних деталей шасі літака відбувається в кілька етапів, на кожному з яких можливим є утворення дефектів, характерних для певної технологічної операції. Проведення контролю якості є необхідним на всіх етапах виготовлення деталей шасі для своєчасного усунення виявлених дефектів або виключення подальшого застосування дефектного матеріалу в технологічному ланцюгу.

У комплексі дій, спрямованих на забезпечення надійності і довговічності аерокосмічної техніки, дефектоскопія має вирішальне значення, оскільки найменша помилка у визначенні характеру дефекту або його пропуск можуть призвести до серйозних наслідків.

Особливе місце у літакобудуванні займають методи неруйнівного контролю (НК), які дають змогу проводити перевірки як під час виробництва нових літаків, так і під час технічного обслуговування старих.

Засоби НК призначено для виявлення дефектів типу несучільності матеріалу, контролю геометричних параметрів виробів, оцінювання фізико-механічних властивостей матеріалу виробів авіаційної техніки.

Капілярні методи НК дають змогу виявляти мікротріщини, волосовини в деталях шасі літака. При контролі цими методами на очищену поверхню деталі наносять спеціальну проникну рідину – пенетрант, яка заповнює порожнини поверхневих дефектів деталей шасі літака. Пенетрант є розчином на основі гасу, в який для кращого виявлення дефектів додають барвник темно-червоного кольору або люмінофор.

При люмінесцентному капілярному методі НК поверхню стояка шасі освітлюють за допомогою спеціального ультрафіолетового ліхтаря. Індикаторний рисунок, що зберігся в порожнинах дефектів, починає світитися, що указує оператору лабораторії НК на дефекти (рис. 7.1, а, б).

Забарвлений індикаторний рисунок на внутрішній циліндричній поверхні стояка шасі контролюють за допомогою оптико-електронного приладу дистанційного візуального огляду – бороскопа (рис. 7.1, в).

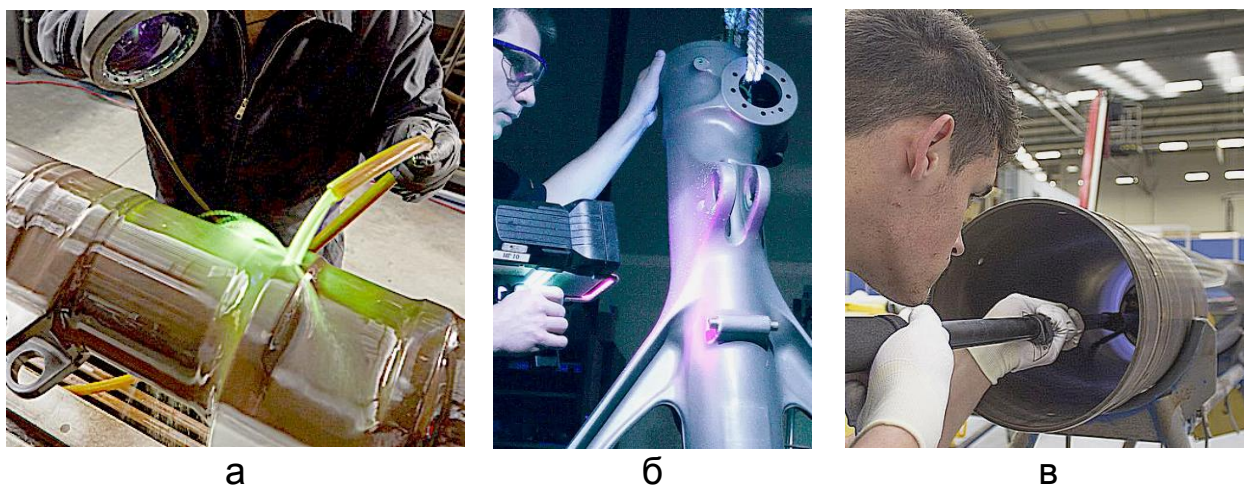


Рис. 7.1. Неруйнівний контроль зовнішніх (а, б) та внутрішніх (в) поверхонь корпусу стояка шасі пасажирського літака капілярним методом НК

При огляді знаходять люмінесцентний або забарвлений індикаторний рисунок, звертаючи увагу на основні ознаки:

- тріщини будь-якого походження, волосовини, непровари виявляються у вигляді чітких забарвлених ліній різної конфігурації;
- міжкристалітна корозія ділянок поверхні крупнозернистих сплавів виявляється у вигляді групи окремих коротких ліній або сітки;
- пори, виразкова корозія, викришування матеріалу, ерозійні пошкодження поверхні виявляються окремими точками, зірочками.

Науково-технічні та прикладні досягнення у галузі автоматизації високоточних координатних вимірів забезпечили можливість установа в інструментальний магазин сучасних верстатів із ЧПК вимірювальних головок виробництва англійської компанії Renishaw (рис. 7.2, а).

Спеціальне програмне забезпечення Power INSPECT для верстатів з ЧПК англійської компанії Delcam містить модуль під назвою OMV (від англ. On Machine Verification – перевірка або контроль на верстаті). Після оброблення деталей залишається на верстаті, технологічні бази зберігають свою сталість. Похибки оброблення, знайдені в результаті обмірювання будь-яких елементів деталі, можуть бути доопрацьовані.

Відповідно до «золотого» правила одного із творців промислової метрології Г. Берндта похибка вимірювання будь-якого засобу геометричного контролю має становити не більше $1/5 - 1/10$ від величини допуску на розмір деталі, що контролюється. Тому, наприклад, для операційного геометричного контролю розмірів отворів у деталях шасі застосовують електронні вимірювальні інструменти – штангенциркулі (рис. 7.2, б), нутроміри (рис. 7.2, в) та мікрометри (рис. 7.2, г) з точністю показань 0,001 мм виробництва всесвітньо відомої японської компанії Mitutoyo.



Рис. 7.2. Вимірювальна головка (а) та вимірювальні інструменти (б, в, г) для операційного геометричного контролю деталей шасі літака

Упровадження інтегрованих комп'ютерних систем дає змогу значно скоротити час від початку проєктування до серійного виробництва такого складного агрегату сучасних літальних апаратів як шасі.

Електронна модель описує форму, розміри та взаємне розташування геометричних елементів шасі літака, забезпечує формування необхідної конструкторської та технологічної документації (рис. 7.3, а).

Для остаточного контролю геометричних параметрів деталей шасі застосовують контрольно-вимірювальні машини (КВМ). За допомогою спеціального програмного забезпечення Power INSPECT англійської компанії Delcam оператор КВМ порівнює результати вимірювання з електронною моделлю шасі літака (рис. 7.3, б). Таке високоточне метрологічне обладнання з ЧПК дає змогу здійснювати комплексний контроль не тільки виконавчих розмірів, а й форми та просторового розташування геометричних елементів деталей шасі (рис. 7.3, г, д, е).

Вимірювальні головки КВМ оснащено наборами вимірювальних наконечників, що забезпечують можливість контролю діаметрів, співвісності, міжосьових відстаней отворів у деталях шасі (рис. 7.3, в).

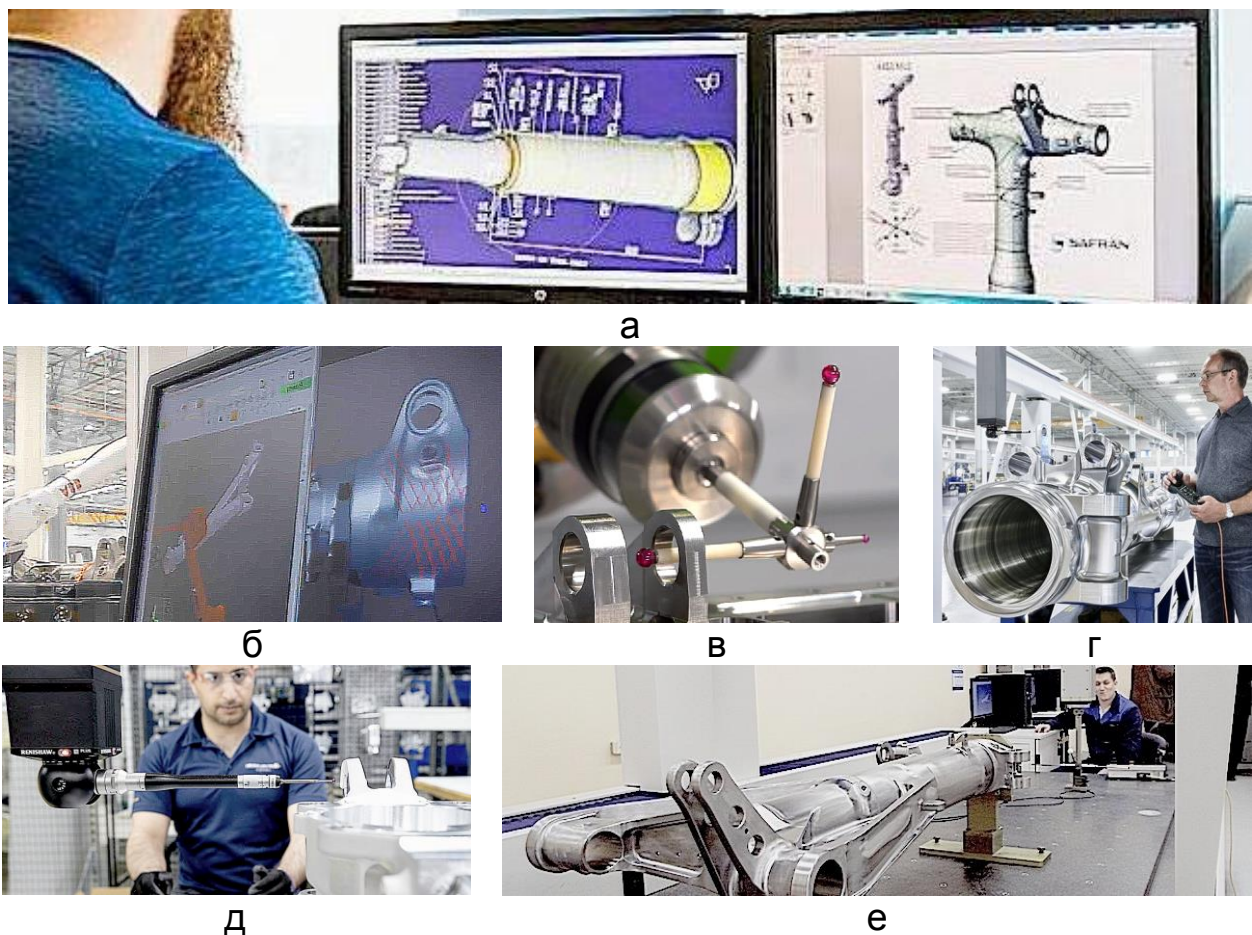


Рис. 7.3. Контроль геометричних параметрів корпусу стояка шасі літака на КВМ

Під час проведення технічного контролю для огляду внутрішніх порожнин у корпусі стояків шасі, які не доступні для прямого спостереження, застосовують волоконно-оптичні ендоскопи (рис. 7.4, а, б).

При візуальному оптико-технічному контролі зовнішнього вигляду стояків шасі застосовують монокулярну лупу із чотирикратним збільшенням (рис. 7.4, г) та переносну лампу (рис. 7.4, в), яка оснащена джерелом поляризованого світла для зменшення блиску контрольованої металевої поверхні деталей шасі. Особливо відповідальні місця на деталях шасі контролюють за допомогою портативного мікроскопа з 24-кратним збільшенням виробництва американської компанії NDT Supply (рис. 7.4, д). Вітчизняний галузевий аналог – це мікроскоп моделі МПБ-2 (рис. 7.4, е).

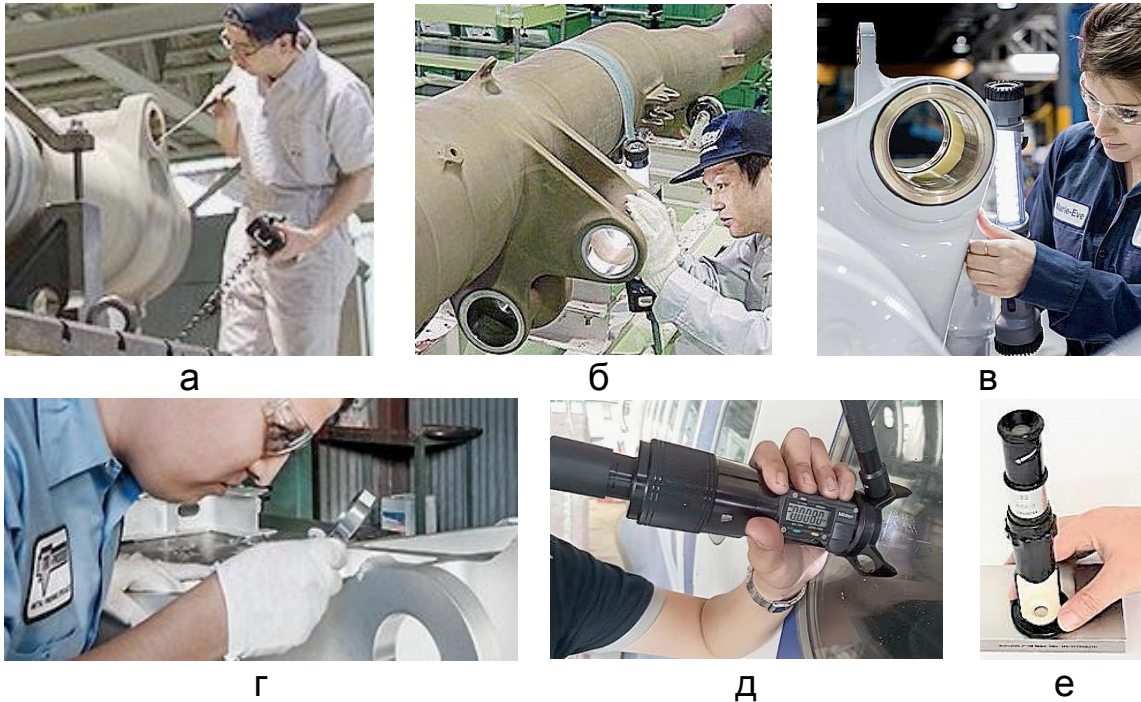


Рис. 7.4. Приклади візуально-оптичних методів контролю корпусів стояків шасі

При високій точності взаємного просторового розташування осей циліндричних отворів і для виключення контактного заклинювання пар, що сполучаються, «вал – отвір» в отвори рухомих конструктивних елементів стояків та стулок шасі літака запресовують сферичні підшипники ковзання.

Контрольні запитання

1. Назвіть призначення засобів НК виготовлення деталей шасі літака.
2. Для чого при капілярному методі НК застосовують спеціальну проникну рідину – пенетрант?
3. Укажіть основні ознаки люмінесцентного або забарвленого індикаторного рисунка на поверхні деталі шасі під час огляду.
4. У чому полягає «золоте» правило промислової метрології?
5. Яке метрологічне обладнання забезпечує комплексний контроль виконавчих розмірів, форми та просторового розташування геометричних елементів деталей шасі?
6. Якими портативними оптичними приладами контролюють особливо відповідальні місця на деталях шасі літака?

8. МОНТАЖ СФЕРИЧНИХ ПІДШИПНИКІВ КОВЗАННЯ У ДЕТАЛЯХ ШАСІ

Сферичні підшипники ковзання призначено для передачі навантажень у рухливих з'єднаннях деталей та вузлів літальних апаратів, коли важко забезпечити їх взаємну точну співвісність.

Сферичні підшипники ковзання (рис. 8.1, а) складаються із зовнішнього та внутрішнього сталевих кілець, працюють при взаємному переміщенні одного кільця відносно іншого зазвичай у коливальному режимі з невеликим кутом перекосу.

На рис. 8.1, в показано приклад розташування сферичного підшипника ковзання у вушку стояка головного шасі пасажирського літака.

Шарнірні головки (рис. 8.1, б) конструктивно являють собою наконечники із зовнішньою або внутрішньою різьбою. Шарнірні головки зі сферичними підшипниками ковзання застосовують для з'єднання тяг механічної системи керування польотом літака або вертольота (рис. 8.1, г).



Рис. 8.1. Приклади розташування сферичних підшипників ковзання та шарнірних головок у механічній системі керування літальним апаратом, стояках і тягах стулок шасі пасажирського літака

Гідроциліндри для прибирання та випускання шасі мають вушко із запресованим сферичним підшипником і регульовану по довжині шарнірну головку (рис. 8.1, д). Приклад синхронізації рухів основних і допоміжних ступок на окремих етапах випускання носового стояка шасі пасажирського літака за допомогою тяг та шарнірних головок показано на рис. 8.1, е.

Зовнішнє та внутрішнє кільця сферичних підшипників ковзання виготовляють із високовуглецевої хромистої сталі марки AISI 52100 (ШХ-15), що потребує повторного змащування при технічному обслуговуванні шасі.

Відповідно до європейського стандарту DIN 3405 наконечники та вушка стояків шасі оснащено мастильними ніпелями (див. рис. 8.1, б, в).

Подача мастила до поверхонь ковзання в кільцях відбувається через мастильні канавки і отвори. Для протидії витоків мастила і проникнення пилу сферичні підшипники ковзання мають ущільнення.

Установлювальними поверхнями сферичних підшипників ковзання є отвір у внутрішньому кільці і поверхня зовнішнього кільця підшипника. Пресову посадку підшипників у деталі виконують за системою «Вал», а основним валом у цих посадках є зовнішня поверхня зовнішнього кільця корпусу сферичного підшипника.

Сферичні підшипники ковзання, як і всі інші підшипники, мають стандартні типорозміри та повну взаємозамінність, їх виготовляють на спеціальних машинобудівних заводах.

Провідними світовими виробниками сферичних підшипників ковзання та шарнірних головок для рухливих високонавантажених вузлів у виробі сучасної авіаційної та ракетно-космічної техніки є компанії SKF (Швеція) та Hirschmann (Німеччина).

Для виробів загального машинобудування залежно від типорозміру підшипника можуть використовуватися механічні, нагрівальні або ж гідравлічні способи монтажу та демонтажу.

8.1. Монтаж сферичних підшипників ковзання з V-подібним пазом

Для визначення найкращого способу монтажу необхідно враховувати неприпустимість зайвого натягу запресованого зовнішнього кільця та регламентовану величину крутного моменту підшипника, стаціонарність або мобільність монтажного оснащення, виключення пошкодження деталі літака під час демонтажу підшипника.

Для великогабаритних, високонавантажених і дорогих титанових деталей сучасних авіаційних шасі літака найбільш повно цим вимогам відповідає конструкція спеціальних сферичних підшипників ковзання з конічним V-подібним пазом на зовнішньому кільці.

Запресовування та випресовування сферичних підшипників ковзання з конічним V-подібним пазом на зовнішньому кільці виконують відповідно до вимог галузевого стандарту SAE-AS7949.

Запресовування сферичних підшипників з конічним V-подібним пазом на зовнішньому кільці виконують у два етапи за допомогою компактного

механічного пристрою англійської компанії UNASIS та двох гайкових ключів з тарованим зусиллям затягування. Інструмент, який використовується, дає змогу поступово переміщувати підшипник у правильне положення.

Для підготовки пристрою робочий надіває на шліфований штир 5 з шестигранною головкою і різьб шайбу 6, фасонну оправку 7 і підшипник 1 (рис. 8.2, а). Далі штир переміщують через попередньо виготовлений отвір з фасками деталі 2, на штир надівають фасонну опору 3 і накручують гайку 4.

На першому етапі запресування (див. рис. 8.2, а) один торець зовнішнього кільця підшипника 1 упирається у площину фасонної опори 3, другий торець зовнішнього кільця центрується по кільцевій конічній проточці на оправці 7. Робочий лівою рукою за допомогою гайкового ключа утримує штир 5 від провороту, правою рукою за допомогою другого гайкового ключа затягує гайку 4.

На другому етапі запресування підшипника (рис. 8.2, б) робочий відкручує гайку 4, перевертає фасонну опору 3 і затягуванням гайки 4 забезпечує плавне переміщення підшипника в межах товщини деталі 2.

Для випресовування підшипника робочий вставляє в уніфікований пристрій фасонну опору 3 з циліндричною порожниною (рис. 8.2, в). Затягування гайки 4 спричиняє осьове переміщення оправки 7 і виштовхування запресованого підшипника 1 всередину фасонної опори 3, яка торцем упирається в площину деталі 2.

На рис. 8.2, г показано загальний вигляд уніфікованого пристрою з фасонною опорою для випресовування сферичних підшипників ковзання.

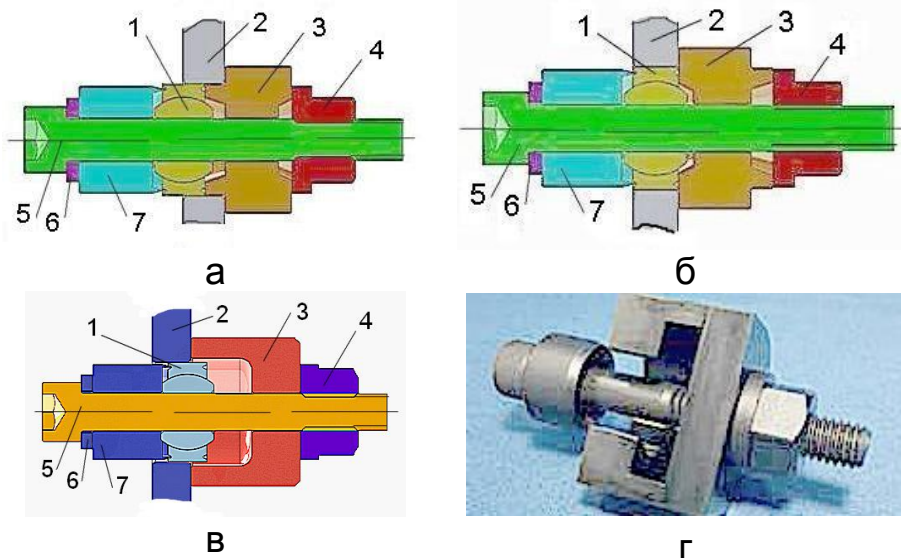


Рис. 8.2. Запресовування та випресовування сферичних підшипників ковзання з конічним V-подібним пазом: 1 – підшипник; 2 – деталь; 3 – опора фасонна; 4 – гайка; 5 – штир; 6 – шайба; 7 – оправка

Галузевий стандарт SAE-AS7949 передбачає відповідно до умов експлуатації підшипників методику та параметри післямонтажного контролю, насамперед на відхилення розташування зовнішнього кільця та допустимого зусилля його осьового зміщення, величини крутного моменту при

повороті внутрішнього кільця підшипника.

Відхилення від допуску торцевого биття на можливий перекид циліндричної поверхні зовнішнього кільця сферичного підшипника ковзання після запресування контролюють обертанням Г-подібної втулки з індикатором годинникового типу (рис. 8.3, а) навколо осі отвору в деталі.

Випробування на навантаження призначено для застосування певної осьової сили до підшипника та вимірювання лінійного зміщення запресованого зовнішнього кільця відносно деталі. Портативний пристрій, схему якого показано на рис. 8.3, б, реєструє зусилля навантаження на підшипник у деталі 1 від закручування гайковим ключем гайки 5. Зусилля навантаження вимірюється за допомогою каліброваного тензодатчика 2. Клиновий механізм всередині корпусу 3 передає величину зміщення зовнішнього кільця відносно деталі 1 на індикатор годинникового типу 4.

На рис. 8.3, в показано загальний вигляд більш простого за конструкцією пристрою з розташуванням штока індикатора годинникового типу паралельно до осі базового отвору в деталі.

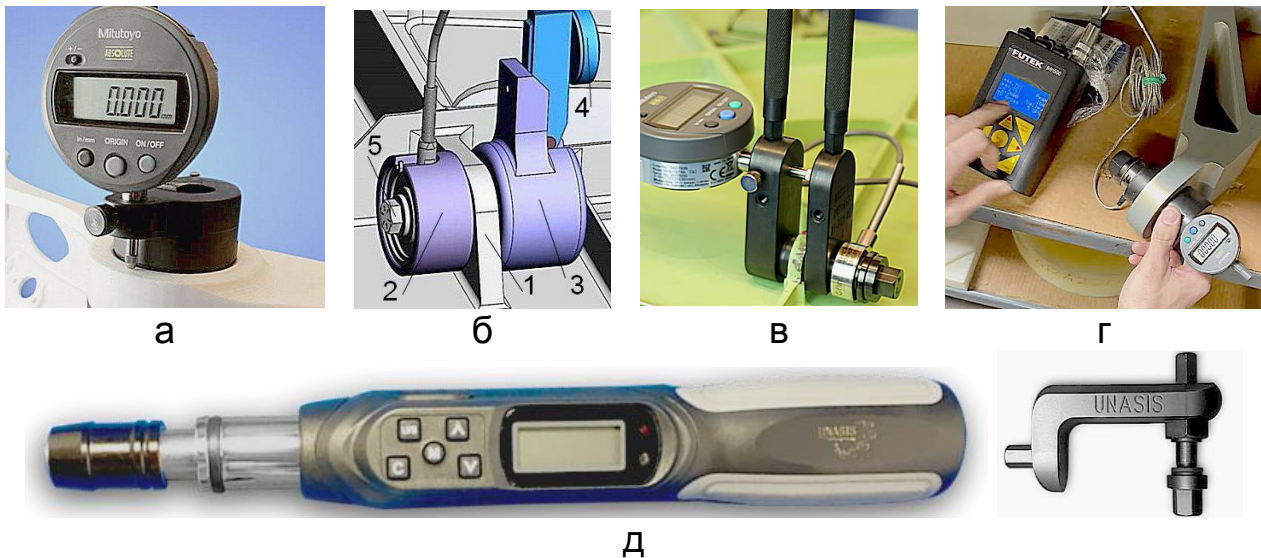


Рис. 8.3. Контроль монтажу авіаційних сферичних підшипників ковзання з конічним V-подібним пазом: 1 – деталь; 2 – датчик тензометричний; 3 – корпус; 4 – індикатор годинникового типу; 5 – гайка

Для об'єктивності контролю робочий виводить на екран електронного блока керування (рис. 8.3, г) довідкові дані про параметри навантаження конкретного типорозміру підшипників та порівнює їх із показаннями тензодатчика, корпус якого з'єднаний із блоком керування.

У разі відповідності певної осьової сили на підшипник та лінійне зміщення запресованого зовнішнього кільця вимогам стандарту робочий встановлює портативний пристрій (див. рис. 8.3, б, в, г) на другий бік деталі та повторює вимірювання.

Електронний динамометричний ключ (рис. 8.3, д) дає змогу вимірювати осьовий та кутовий крутні моменти в широкому діапазоні типорозмірів підшипників завдяки заміні цангових вставок з внутрішньою конічною різзю.

8.2. Роликове розкочування підшипників з V-подібним пазом

Для виключення можливого зміщення запресованих сферичних підшипників ковзання під дією осьового навантаження зовнішні кільця додатково кернують (рис. 8.4, а) або розчеканюють (рис. 8.4, б). Ремонтний демонтаж підшипника у цих випадках призводить до пошкодження циліндричної поверхні отвору та потребує ретельного слюсарного доопрацювання.

Монтаж і багаторазовий демонтаж сферичних підшипників ковзання на деталях і вузлах титанового шасі літака без пошкодження циліндричної поверхні отворів забезпечує метод роликового розкочування конічного V-подібного паза на зовнішньому кільці підшипників ковзання (рис. 8.4, в).



Рис. 8.4. Зовнішній вигляд деталі літака із запресованим сферичним підшипником ковзання після кернування (а), розчеканювання (б) та роликового розкочування (в) зовнішнього кільця з V-подібним пазом

Схему поступової пластичної деформації V-подібного паза на зовнішньому кільці сферичного підшипника ковзання показано на рис. 8.5, а.

Відбортова кромка V-подібного паза на зовнішньому кільці підшипника 8, який попередньо був запресований у деталь 9, деформується і прилягає до фаски деталі 9 під дією ротаційного розкочування від обертання трьох роликів 1 при повороті сепаратора 2. Для всіх п'яти стандартних типорозмірів авіаційних сферичних підшипників ковзання V-подібний паз на зовнішньому кільці має кут 60° , глибина паза найбільших підшипників становить 1,4 мм, радіус заокруглення на дні паза – 0,38 мм.

На рис. 8.5, б показано схему ручного пристрою для розкочування авіаційних сферичних підшипників ковзання з V-подібним пазом на зовнішньому кільці. Для підготовки пристрою робочий надіває корпус 4 і сепаратор 2 на шліфований штир 3 з шестигранною головкою і різзю. Штир 3 переміщують через отвір внутрішнього кільця запресованого підшипника, потім на штир 3 надівають опору 5, державку 6 і накручують гайку 7.

Робочий лівою рукою за допомогою гайкового ключа утримує штир 3 від провороту, правою рукою за допомогою другого гайкового ключа закручує гайку 7 до моменту торкання роликами 1 конічного V-подібного паза на зовнішньому кільці запресованого підшипника.

Ротаційне роликове розкочування кромки V-подібного паза на зовнішньому кільці підшипника робочий виконує за шість технологічних пере-

ходів, у кожному з яких повертає гайку 7 (див. рис. 8.5, б) за допомогою гайкового ключа на кут 30° , а корпус 4 з сепаратором 2 та роликами 1 лівою рукою – на три повні оберти.

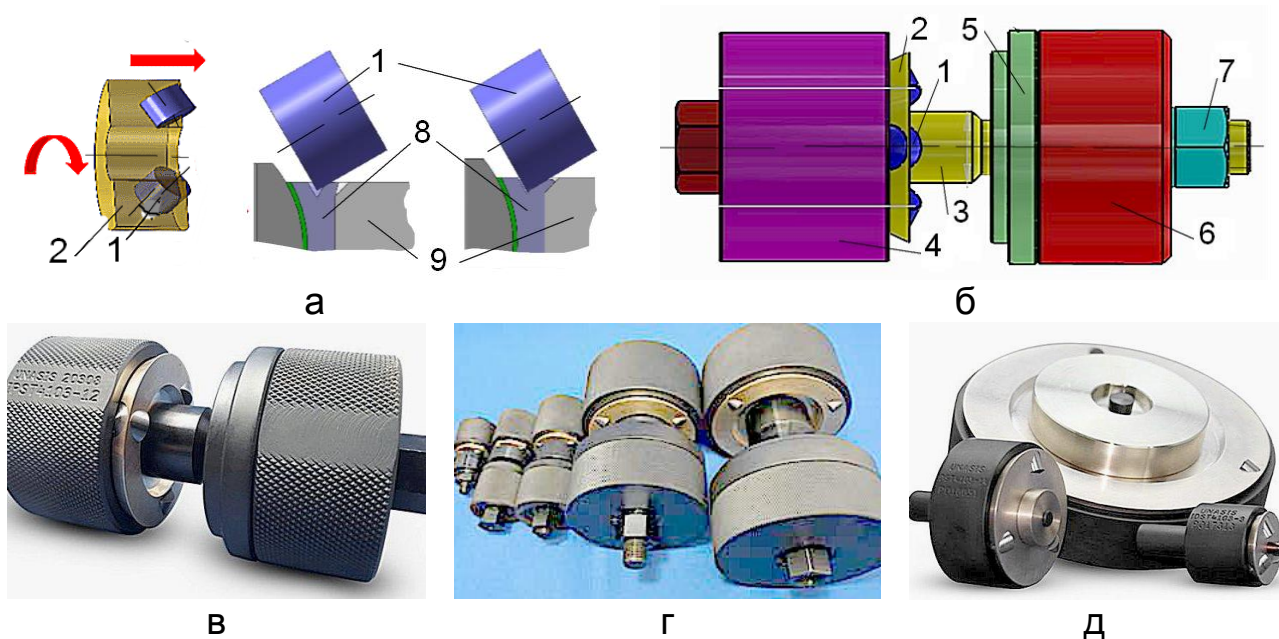


Рис. 8.5. Роликове розкочування авіаційних сферичних підшипників ковзання з V-подібним пазом на зовнішньому кільці: 1 – ролик; 2 – сепаратор; 3 – штир; 4 – корпус; 5 – опора; 6 – державка; 7 – гайка; 8 – підшипник; 9 – деталь

На рис. 8.5, в показано загальний вигляд пристрою для роликового розкочування сферичних підшипників ковзання з V-подібним пазом на зовнішньому кільці англійської компанії UNASIS. Уніфікована компактна конструкція пристрою (рис. 8.5, г) забезпечує вимоги галузевого стандарту SAE-AS7949 щодо монтажу всіх п'яти типорозмірів сферичних підшипників ковзання з V-подібним пазом на зовнішньому кільці.

Роликове розкочування сферичних підшипників з V-подібним пазом для вузлів літака з вільним підходом до зони монтажу виконують на стаціонарних свердлильних верстатах головками з циліндричними хвостовиками (рис. 8.5, д), конструкція та типорозмір яких уніфікована з ручними механічними пристроями (див. рис. 8.5, г).

На рис. 8.6, а, б показано приклади виконання операції роликового розкочування зовнішнього кільця сферичних підшипників з V-подібним пазом для вузлів літака на стаціонарному устаткуванні з вільним підходом до зони монтажу, на рис. 8.6, в – в обмежених виробничих умовах.

Сітчасте рифлення на корпусі та державці пристрою у поєднанні з невеликим зусиллям їх обертання дають змогу безпосередньо процес роликового розкочування паза виконувати руками в рукавичках без спеціального інструменту (див. рис. 8.5, в).

Візуально-оптичний контроль на наявність розривів розкатої кромки V-подібного паза та повноту її прилягання до поверхні фаски в отворі деталі виконують лупою з чотирикратним збільшенням.

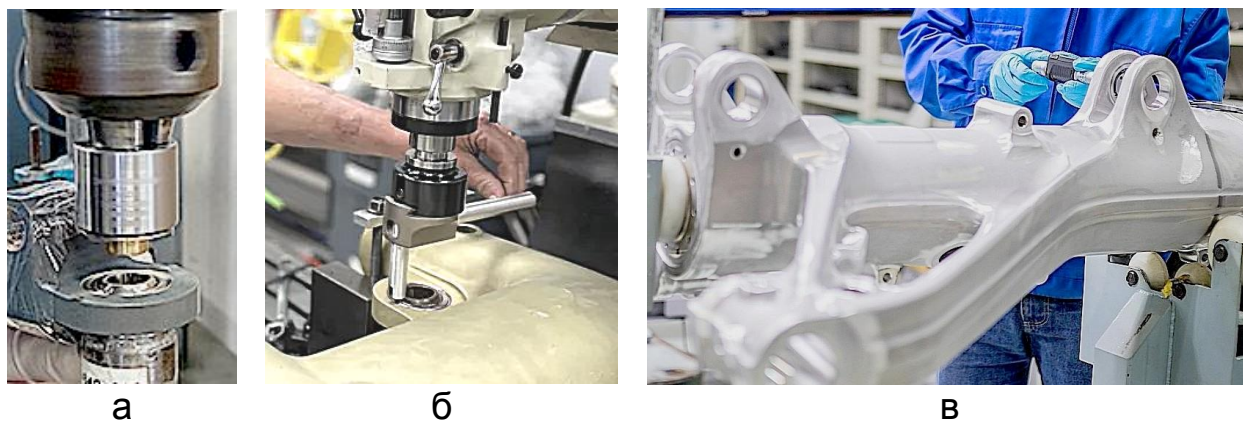


Рис. 8.6. Приклади виконання операції роликового розкочування сферичних підшипників ковзання з V-подібним пазом на стаціонарному устаткуванні (а, б) та у виробничих умовах з обмеженим робочим простором (в)

8.3. Випресовування сферичних підшипників з V-подібним пазом

Для виключення механічного пошкодження поверхні отвору та фаски в деталі 3 літального апарата перед проведенням операції випресовування сферичних підшипників 1 з V-подібним пазом відбортвану кромку зовнішнього кільця 2 надрізають (рис. 8.7, а).

При використанні ручного механічного пристрою (рис. 8.7, б) робочий попередньо надіває корпус 5, тарілчасту пружину 6 та державку 7 з трубчастим корончастим свердлом на шліфований штир 4 з шестигранною головою і різью.

Штир 4 переміщують через отвір внутрішнього кільця 1 запресованого підшипника, потім на штир 4 надівають опору 8 і накручують гайку 9.

Робочий лівою рукою за допомогою гайкового ключа утримує штир 4 від провороту, правою рукою за допомогою другого гайкового ключа закручує гайку 9 до моменту торкання кромки різальних зубів трубчастого свердла до відбортваної кромки на зовнішньому кільці запресованого підшипника.

Далі при тарованому закручуванні гайки 9 стискається тарілчаста пружина 6 і забезпечується постійний пружний контакт різальних зубів трубчастого свердла з відбірником на зовнішньому кільці 2 запресованого підшипника. На рис. 8.7, в показано загальний вигляд ручного механічного пристрою для надрізання зовнішнього кільця сферичних підшипників ковзання з V-подібним пазом англійської компанії UNASIS.

Робочий обертає державку 7 спеціальним накидним гайковим ключем (рис. 8.7, д), повне прорізання відбортваної кромки на зовнішньому кільці запресованого підшипника відбувається приблизно за десять обертів. Спеціальна форма зубів (рис. 8.7, г) корончастого свердла забезпечує повне прорізання та відрив відбортваної кромки без механічного пошкодження поверхні отвору та фаски в деталі.

Уніфікована конструкція пристрою (рис. 8.7, е) забезпечує вимоги галузевого стандарту SAE-AS7949 щодо надрізання зовнішнього кільця всіх п'яти типорозмірів сферичних підшипників ковзання з V-подібним пазом.

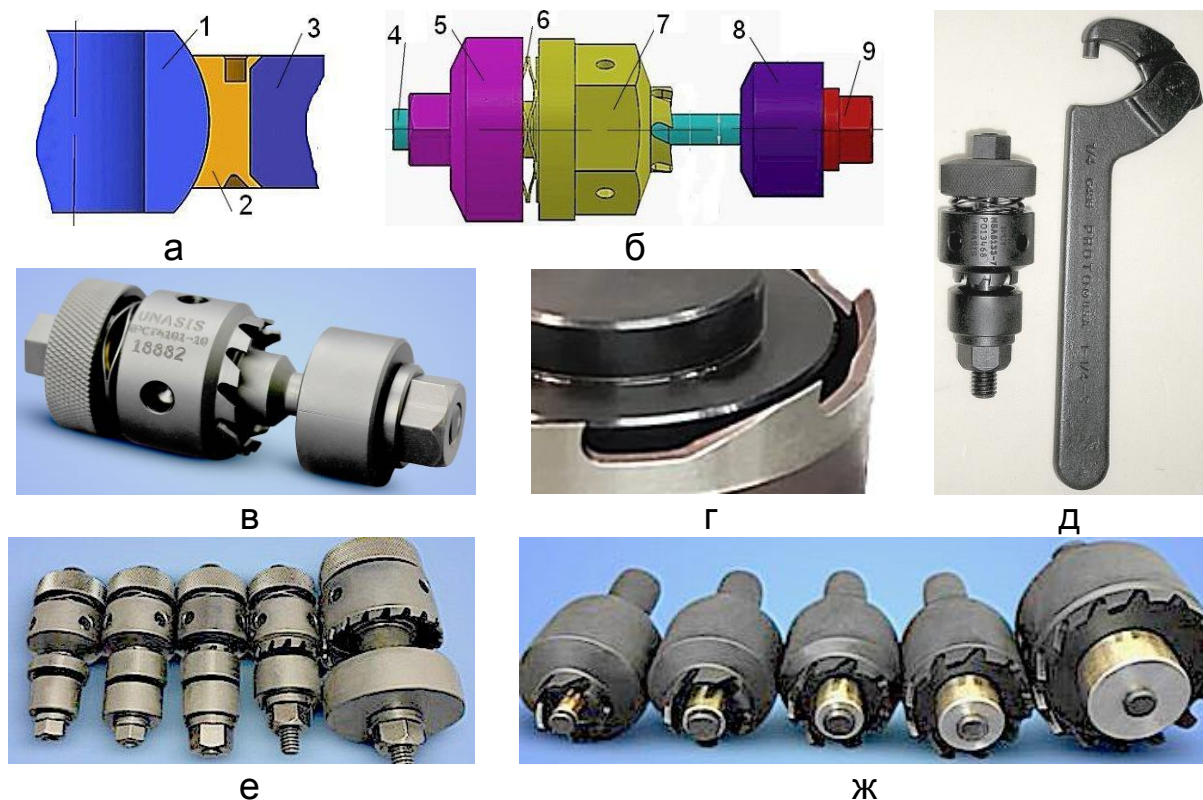


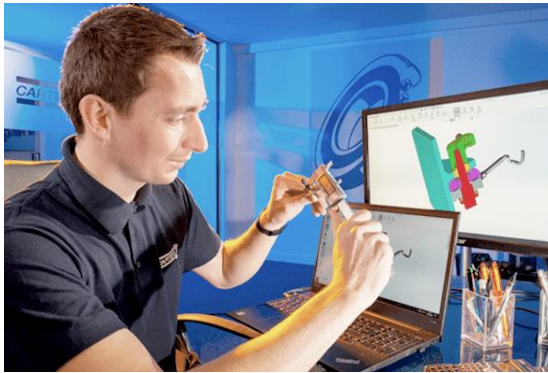
Рис. 8.7. Надрізання зовнішнього кільця підшипників ковзання з V-подібним пазом: 1 – кільце внутрішнє; 2 – кільце зовнішнє; 3 – деталь; 4 – штир; 5 – корпус; 6 – пружина тарілчаста; 7 – державка; 8 – опора; 9 – гайка

Надрізання V-подібного паза на поверхні зовнішнього кільця сферичних підшипників ковзання на простих деталях типу тяг або підкосів виконують на стаціонарних свердлильних верстатах головками з циліндричними хвостовиками (рис. 8.7, ж), конструкція та типорозмір яких уніфіковані з ручними механічними пристроями (див. рис. 8.7, е). Подальші операції з випресовування сферичних підшипників ковзання виконують за допомогою уніфікованого пристрою з фасонною опорою (див. рис. 8.2, в, г).

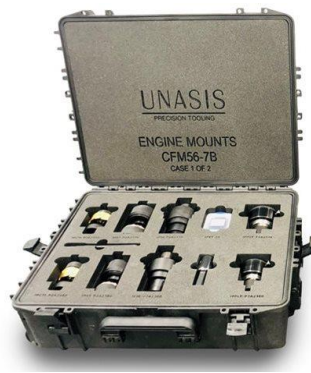
Світовий повітряний флот наразі нараховує близько 28 тисяч цивільних літаків. Технічне обслуговування шасі становить близько 20 % від загальних витрат на технічне обслуговування літаків, оскільки воно безпосередньо впливає на безпеку, надійність і продуктивність, де навіть незначні дефекти або поломки можуть призвести до катастрофічних наслідків.

Ресурс експлуатації шасі сучасного пасажирського літака становить близько 60 тисяч циклів «зліт-посадка», для військових літаків ресурс експлуатації шасі не перевищує 10 тисяч циклів. Проміжок між плановими ремонтами шасі становить близько 20 тисяч циклів, шини замінюють через кожні 200 циклів «зліт-посадка».

Компанії світового рівня – англійські UNASIS, Carter Manufacturing Limited та американська Smith Machine and Tool спеціалізуються на розробленні, виробництві інструментів та спеціальних метрологічних засобів для встановлення, демонтажу та тестування авіаційних підшипників на основі потреб розробників сучасної авіаційної техніки (рис. 8.8).



а



б



в

Рис. 8.8. Приклад проєктування (а) і загальний вигляд переносних футлярів з комплектами пристроїв компанії UNASIS для встановлення-демонтажу (б) та тестування (в) авіаційних підшипників ковзання з V-подібним пазом

Як висновок слід зазначити, що проблеми виробництва та ремонту шасі включають високі початкові інвестиційні витрати, суворі нормативні вимоги, складність проєктування та виробництва, а також потребу в постійному технічному обслуговуванні та перевірці шасі для забезпечення безпеки та надійності циклу «зліт-посадка».

Контрольні запитання

1. Для чого призначено сферичні підшипники ковзання та шарнірні головки зі сферичними підшипниками ковзання?
2. Назвіть переваги застосування спеціальних сферичних підшипників ковзання з конічним V-подібним пазом на зовнішньому кільці.
3. Як виконують операції запресовування та випресовування сферичних підшипників ковзання з конічним V-подібним пазом?
4. За скільки технологічних переходів виконують роликове розкочування кромки V-подібного паза на зовнішньому кільці підшипника?
5. Для чого надрізають відбортвану кромку зовнішнього кільця сферичних підшипників з V-подібним пазом?

9. ТЕХНОЛОГІЯ ЗМІЦНЮВАЛЬНОГО ОБРОБЛЕННЯ ДЕТАЛЕЙ ШАСІ

При експлуатації незалежно від функціонального призначення літака шасі зазнають високих навантажень, що багаторазово повторюються. За цих умов механізм впливу поверхневого зміцнення на конструкційну міцність матеріалів суттєво відрізняється від того, який діє в області невисоких напружень, характерних для умов звичайної втоми.

Тривалими дослідженнями доведено, що довговічність, а отже, і ресурс деталей літака із конкретного матеріалу визначають станом поверхневого шару та його пошкодженням і меншою мірою станом внутрішніх шарів матеріалу силових деталей літака. Тому одним із основних питань, які необхідно вирішити під час проєктування та виготовлення конструкцій літака, є забезпечення високої опірності поверхневого шару.

Відповідно до стандартного визначення ресурс конструкції виробу – це напрацювання від початку експлуатації або її відновлення після ремонту до припинення або призупинення експлуатації (рис. 9.1).

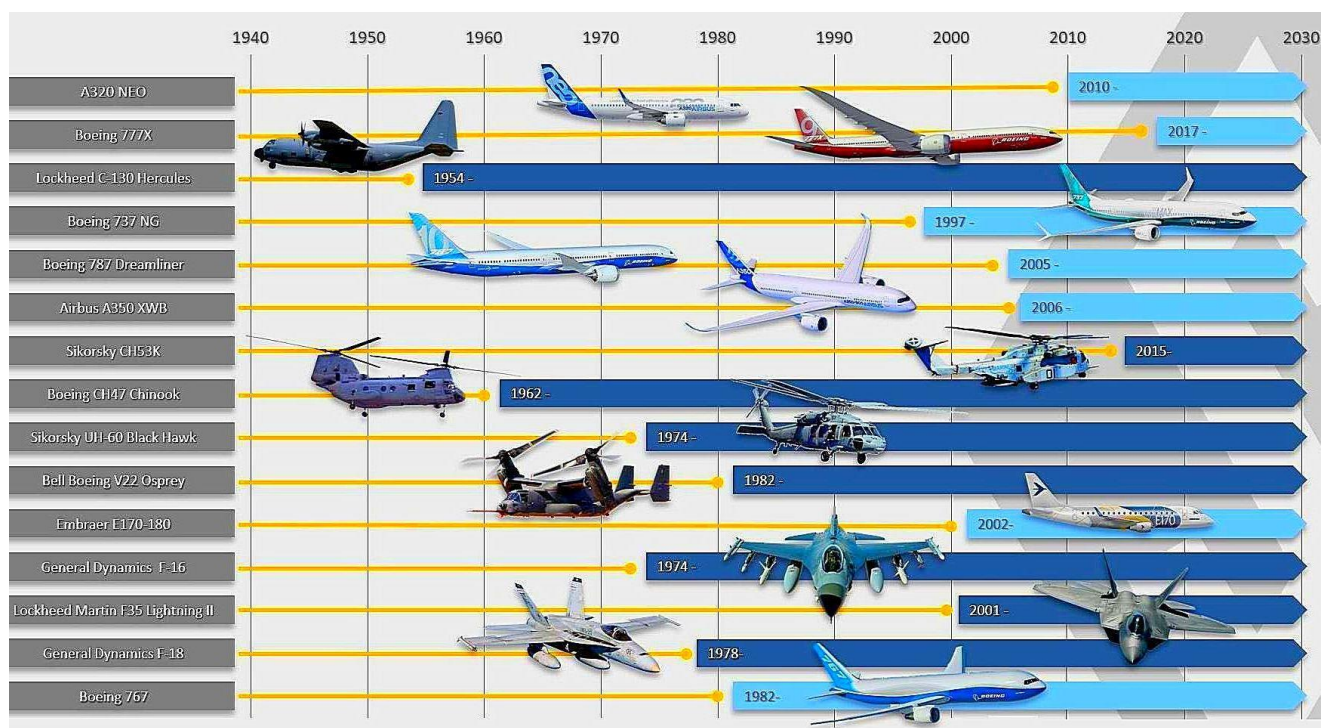


Рис. 9.1. Приклади термінів експлуатації деяких літаків та вертольотів виробництва провідних світових розробників авіаційної техніки

Для порівняння багатофункціональний літак-винищувач F-16 здійснив свій перший політ ще у 1974 році, призначений ресурс літака перших модифікацій становив 8 тисяч годин, а вартість одного серійного літака – 5,6 мільйона доларів у цінах 1975 року.

Військово-повітряні сили США розглядають можливість продовжити ресурс літаків F-16 до 12 тисяч годин, що дасть їм змогу літати до 2048 року.

Відповідно до зарубіжних вимог ресурс сучасного пасажирського літака має досягати 60 тисяч і більше годин нальоту. Втомну довговічність планера літака найбільш часто лімітують стикові вузли та з'єднання.

Згідно з методами оцінювання їх опірності втомі мають враховуватися конструктивні, металургійні, технологічні та експлуатаційні особливості. Як свідчить світова практика, значний внесок у забезпечення характеристик довговічності виробів робить технологія виробництва. Операції оброблення напівфабрикатів впливають на поверхневий шар конструкції, переважно формуючи його. Їх вплив на опірність утомі деталей при утворенні пошкодження від утоми слід визнати вирішальним.

Цей вплив реалізується через зміну властивостей і напружено-деформованого стану матеріалу елементів конструкцій при зміні режимів виконання технологічного процесу.

Це визначає доцільність досліджень залишкових напружень різного походження в галузі типових концентраторів напружень, вивчення особливостей їх зміни при впливі експлуатаційних і технологічних факторів, оцінюванні впливу цих напружень на опірність утомі, корозію конструктивних елементів.

Утворення залишкових стискальних напружень у поверхневому шарі має вирішальне значення для підвищення опірності втомі деталей шасі.

У малоцикловій області при високих навантаженнях, що повторюються, найважливішим чинником, який зумовлює підвищення довговічності високоміцних матеріалів, є радикальне покращання мікрорельєфу поверхні.

Зміцнювальному обробленню методами поверхнево-пластичного деформування (ППД) можуть піддаватися деталі різних форм і розмірів, виготовлених із різних металів. ППД – це таке оброблення тиском, коли пластично деформується лише поверхневий шар матеріалу деталі.

Силові деталі, наприклад стояки шасі, кронштейни, виконані з високоміцних легованих сталей, а також титанових сплавів, можна зміцнювати поверхневим наклепом як по всіх, так і окремих поверхнях. Форма зміцнюваної поверхні впливає на вибір способу, засобів і режимів оброблення деталей шасі технологічними методами ППД.

9.1. Ударні методи поверхневого зміцнювання деталей шасі літака

Ударні методи ППД згідно зі стандартною термінологією – це оброблення тиском при ударній взаємодії деформівного матеріалу з інструментом, робочими тілами або середовищем. Ударні методи зміцнення деталей шасі вибирають залежно від форми та розмірів деталі, стану поверхневого шару, технологічних можливостей обладнання (рис. 9.2).

Після зміцнювального оброблення методами ППД змінюється мікрогеометрія або шорсткість поверхні деталей. Чим менша шорсткість поверхні деталей перед зміцненням, тим ефективнішим є процес зміцнювання.

Місця концентрації напружень повинні мати таку шорсткість поверхні: для сталевих деталей шасі літака після механічного оброблення – не менше $R_a = 2,5$, для деталей з алюмінієвих сплавів – не менше $R_z = 40...20$.

Незалежно від варіантів технологічної схеми існують два види поверхневого зміцнювання деталей шасі літака:

- значне пластичне деформування поверхневого шару без знімання металу (наприклад, це струминно-пневматичний ударний метод ППД);
- незначне пластичне деформування зі зніманням металу завглибшки 0,01...0,3 мм (наприклад, вібраційний ударний метод ППД).

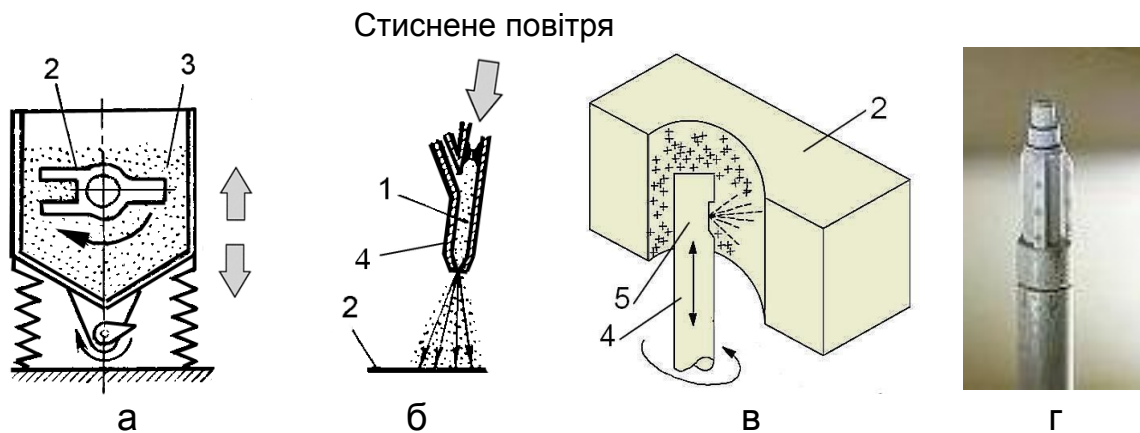


Рис. 9.2. Схеми ударних методів поверхневого зміцнювання деталей шасі:
 а – вібраційний; б, в – струминно-пневматичний; г – загальний вигляд торцевого наконечника сопла; 1 – дріб; 2 – деталь; 3 – гранули або кульки; 4 – сопло; 5 – наконечник сопла торцевий

Якість ППД деталей шасі методами ударного зміцнення контролюють за вигином та зовнішнім виглядом спеціальних пластин, так званих зразків-свідків, розміри яких стандартизовані: довжина 100 мм, ширина 20 мм – для всіх матеріалів, товщина 2 мм – для алюмінієвих сплавів, 1,3 мм – для титанових сплавів та сталей. Схему вимірювання товщини та вигину зразка-свідка за допомогою індикатора годинникового типу показано на рис. 9.3.

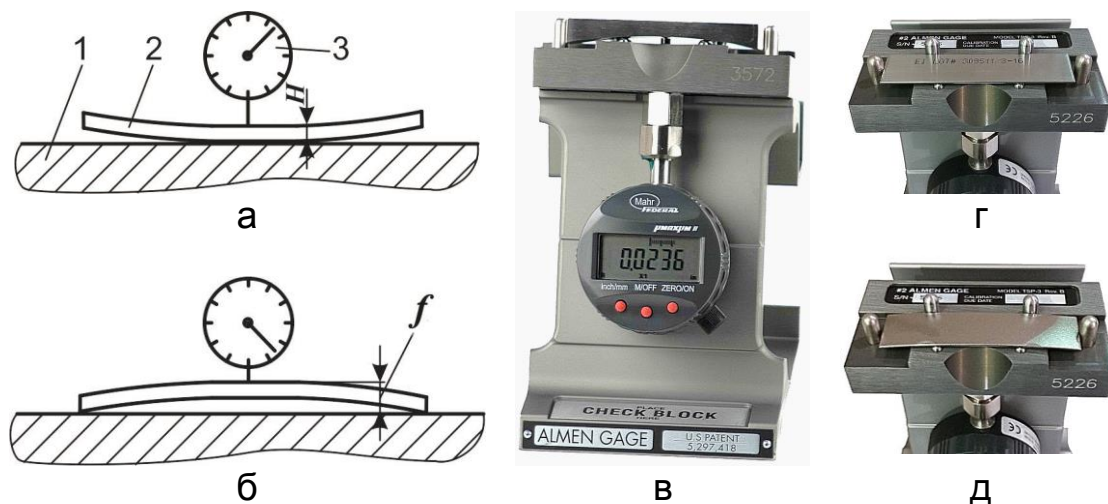


Рис. 9.3. Схема вимірювання товщини (а, г) та вигину (б, д) зразка-свідка в пристрої (в) за допомогою індикатора годинникового типу: 1 – зразок-свідок (пластина Альмена); 2 – плита; 3 – індикатор годинникового типу

Кріплення зразків-свідків виконують через два отвори діаметром 4,2 мм із міжцентровою відстанню 90 мм. У зарубіжному авіабудуванні аналогічні зразки-свідки називають пластинами Альмена – розробником цієї методики контролю напружено-деформованого стану поверхневого шару деталей

після динамічного зміцнення методами ППД.

Схема розташування зразків-свідків має бути подана на кресленнях деталі. Зразки-свідки закріплюють згідно з цією схемою поряд з деталями, що обробляються, після ударного зміцнення їх знімають і вимірюють стрілу вигину в пристрої за допомогою індикатора годинникового типу.

Зразок-свідок 2 встановлюють на базову площину плити 1 зміцненою поверхнею вниз. Вимірювальний наконечник індикатора годинникового типу опускають на поверхню зразка-свідка та обнуляють. Таким чином вимірюють товщину H зразка-свідка. Для вимірювання стріли вигину f зразок-свідок перевертають обробленою поверхнею вгору. За допомогою індикатора годинникового типу вимірюють стрілу вигину з точністю $\pm 0,01$ мм.

Для якісного зміцнення сталевих і титанових деталей зразки-свідки повинні мати стрілу вигину $f = 2,0 \dots 2,5$ мм. Дані про величину вигину зразків-свідків заносять у паспорт кожної зміцненої деталі шасі літака.

9.2. Технологічні особливості віброзміцнювання деталей шасі

Суть процесу віброзміцнювання деталей шасі полягає у такому. Робоче середовище, що складається з абразивних або металевих гранул або кульок, та оброблювані деталі шасі, розміщені у контейнері віброустановки (рис. 9.4), здійснюють механічні коливання з прискореннями $(10 \dots 15)g$.

Під впливом цих коливань частинки робочого середовища набувають енергії, якої достатньо для здійснення пластичного деформування поверхневого шару деталей шасі. При обробленні деталі шасі, розміщені без закріплення (рис. 9.4, а), займають різне положення, що забезпечує певну рівномірність їх оброблення. Деталі шасі масою більше двох кілограмів необхідно обробляти тільки закріпленими (рис. 9.4, б, в), оскільки в іншому випадку відбувається їх зіткнення та пошкодження поверхонь.

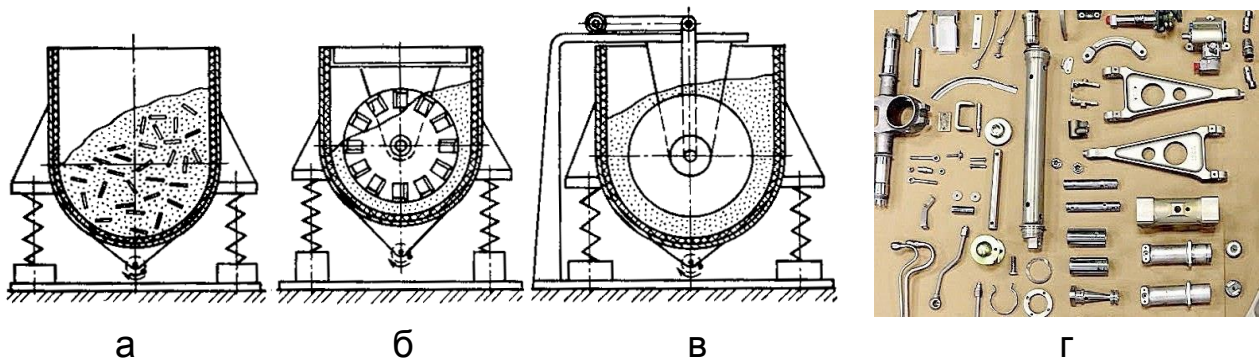


Рис. 9.4. Способи завантаження деталей шасі під час віброзміцнювання:

- а – вільне розташування; б – закріплення на опорі у резервуарі;
- в – закріплення на ізольованій зовнішній опорі; г – типові деталі шасі літака, які зміцнюють ударним вібраційним методом ППД

Основні параметри процесів ППД деталей шасі, що визначають величини наклепу, залишкового напруження й шорсткості поверхні:

- характеристики робочого середовища (матеріал і діаметр кульок; матеріал, зернистість і форма абразивного наповнювача);
- амплітуда й частота коливань, які задають швидкість і прискорення

вібрувальним частинкам під час віброзміцнювання;

– тривалість процесу віброзміцнювання деталей шасі літака.

Залежно від використовуваного робочого середовища віброзміцнювання деталей шасі літака можна виконувати як операцію віброшліфування або віброполірування.

Віброшліфування деталей здійснюється абразивними гранулами із зерном розміром понад 50 мкм і призначене для зняття з поверхні деталей дефектних шарів і забезпечення величини шорсткості $R_z = 1,25$. У поверхневому шарі деталей спричиняється високе залишкове напруження стиску з незначною глибиною поширення (до 80 мкм).

Віброполірування деталей шасі виконується абразивними гранулами із зерном розміром менше 50 мкм і призначене для забезпечення шорсткості поверхні деталей з параметром $R_z = 0,65$ і вище. У поверхневому шарі деталей шасі спричиняються залишкові напруження стиску з малою глибиною поширення до 50 мкм.

Залишкове напруження стиску, що спричиняється внаслідок полірування сталевими кульками, порівняно із залишковим напруженням, що спричиняється під час віброшліфування, дещо менше за величиною, але поширюється на значно більшу глибину (понад 200 мкм). Розмір частинок робочого середовища також суттєво впливає на параметри наклепу й залишкового напруження у поверхневому шарі деталей. Зі зменшенням розміру частинок зменшуються наклеп і залишкове напруження.

Віброзміцнювання сталевими кульками забезпечує найвище пластичне деформування, його називають *вібронаклепом* і позначають ВН.

Віброзміцнювання в наповнювачі з абразивних частинок забезпечує велике знімання металу при невеликому підвищенні його опірності втомі, його називають *віброшліфуванням* і позначають ВШ.

Перед зміцненням шорсткість поверхонь деталей шасі зі сталей має бути не вище $R_z = 20$, з алюмінієвих сплавів – не вище $R_z = 40$. Поверхні сталевих деталей шасі із шорсткістю $R_z = 40$, які виготовлені точним литтям, піддають вібронаклепу без попередньої їх підготовки.

Вібронаклеп тонкостінних деталей, наприклад стояків шасі, рекомендується здійснювати перед остаточним шліфуванням отворів, які в цьому разі мають припуск, що дає змогу під час шліфування усунути жолоблення, якщо воно виникло під час оброблення методами ППД.

Вібронаклеп внутрішніх порожнин деталей шасі літака виконують одночасно з обробленням зовнішніх поверхонь. Для цього внутрішню порожнину деталей шасі на 70...80 % заповнюють робочим середовищем і закривають технологічними заглушками.

Віброзміцнювання в одному контейнері деталей шасі, які різко відрізняються один від одного за механічними властивостями матеріалу, формою й масою, є неприпустимим. У процесі вібронаклепу деталей шасі як робоче середовище використовують сталеві кульки діаметром 4...6 мм, які мають бути чистими, без тріщин та сколів на поверхні кульок.

9.3. Струминно-пневматичний метод зміцнювання деталей шасі

Струминно-пневматичний метод зміцнювання деталей шасі ґрунтується на використанні кінетичної енергії сталевих або фарфорових кульок, склосфер, дробу, які під тиском стисненого повітря 0,3...0,6 МПа подаються на поверхню оброблюваної деталі за допомогою сопла подачі дробоповітряної суміші (рис. 9.5, а). Сопло подачі дробоповітряної суміші закріплене у захоплювачі промислового робота антропоморфного компонування німецької компанії KUKA у пилозахисному виконанні (рис. 9.5, г, е) та переміщується над поверхнею деталі шасі зі швидкістю 0,5...0,9 м/хв.

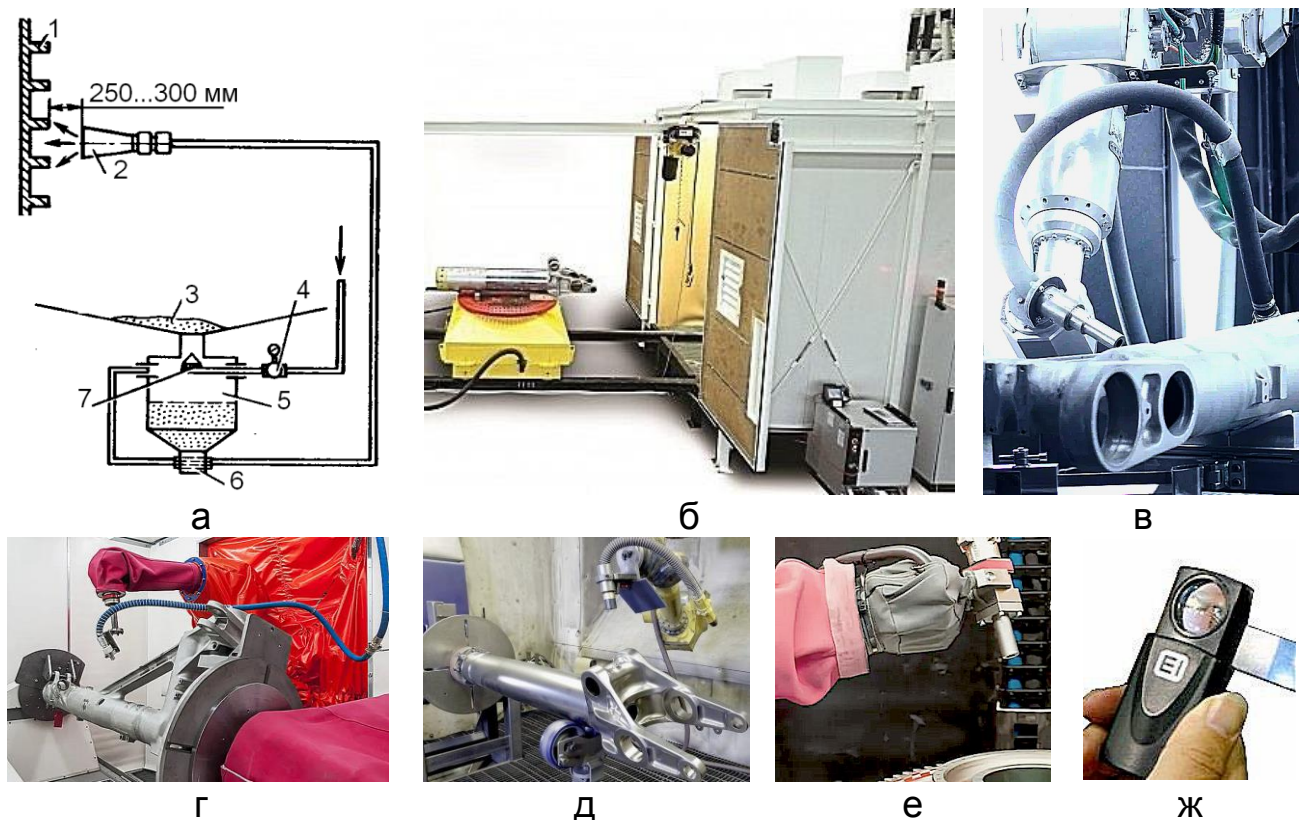


Рис. 9.5. Роботизоване зміцнювання зовнішніх поверхонь стояків шасі літака струминно-пневматичним методом ППД: а – схема та б – загальний вигляд камери зміцнювання; в – е – приклади зміцнювання; ж – пристрій оптико-візуального контролю зразка-свідка; 1 – деталь; 2 – сопло; 3 – піддон збирання дробу; 4 – редуктор; 5 – бункер збирання відпрацьованого дробу; 6 – штуцер трипозиційний подачі дробу; 7 – клапан зворотний

Струминно-пневматичні камери для зміцнювання оснащено поворотними столами з ЧПК (рис. 9.5, б) діаметром від 1000 до 3500 мм.

Унаслідок зіткнення потоку дробоповітряної суміші зі зміцнюваною поверхнею деталей шасі відбувається пластичне деформування поверхневого шару. Заокруглена форма западин від численних ударів потоку дробоповітряної суміші зі швидкістю 30...40 м/хв створює сприятливий мікрорельєф поверхні і суттєво перешкоджає зародженню втомних тріщин.

Для візуалізації ефекту ударної дії потоку дробоповітряної суміші на поверхню зразків-свідків за допомогою спеціального маркера моделі

Peenscan Pens німецької компанії Peening Accessories GmbH наносять індикаторне покриття, яке чутливе до механічного контакту у вигляді тиску потоку дробоповітряної суміші (рис. 9.5, ж).

Ця прикладна методика візуалізації ефекту зміцнення ППД від ударного впливу потоку дробоповітряної суміші відповідає вимогам американського стандарту AMS-S-13165 «Специфікація аерокосмічного матеріалу. Дробоструминне оброблення металевих деталей». Основні технологічні параметри струминно-пневматичного методу зміцнювання: тиск повітря; матеріал, діаметр та твердість дробу; відстань від щілини сопла до оброблюваної поверхні; питоме навантаження дробу; час оброблення. Литий сталевий дріб виготовляється відповідно до галузевого стандарту AMS2431/2G і має високу твердість $HRC = 55...62$.

Перевагою струминно-пневматичного методу зміцнення є його висока універсальність, що забезпечує можливість оброблення будь-яких зовнішніх (див. рис. 9.5) та внутрішніх (рис. 9.6) поверхонь стояка шасі літака.

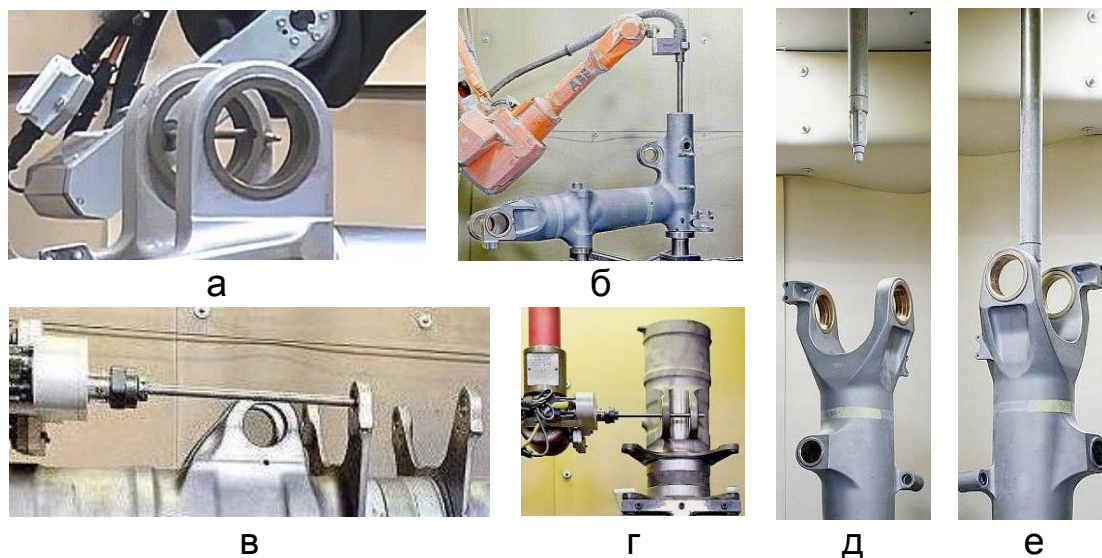


Рис. 9.6. Приклади процесу роботизованого зміцнювання внутрішніх поверхонь стояка шасі літака струминно-пневматичним методом ППД

Усі технологічні процеси дробоструминного ударного оброблення деталей шасі проходять контроль якості, який регулює серія стандартів міжнародної організації SAE (англ. Society of Automotive Engineers). Ці стандарти контролюють використовувані технології та середовища, а саме – SAE AMS-2431 «Дробоструминне середовище», SAE AMS-2430 «Автоматична обробка» та SAE AMS-2432 «Комп'ютеризована обробка».

9.4. Ручні пристрої для місцевого ударного зміцнення деталей шасі

У виробництві великогабаритних деталей шасі велике значення мають технологічні операції, які виконують після основного зміцнювального оброблення ударними методами ППД. Насамперед до них належить дозміцнення зовнішніх поверхонь у місцях кріплення деталей шасі на поворотних столах або затінених при зміцненні ділянок. Дозміцнення цих ділянок проводять спеціальними пристроями пневмодинамічної або відцентрової дії.

9.4.1. Пневматичні пристрої для місцевого ударного зміцнення

Ручні мобільні пневматичні пристрої широко використовують в авіабудуванні як компактні засоби місцевого зміцнювального оброблення деталей шасі ударним методом ППД.

Принцип дії пневматичного пристрою американської авіаційної компанії Boeing (рис. 9.7, а) для місцевого ударного зміцнення деталей шасі літака базується на поверненні сталевих кульок у порожнину розрідження після удару внаслідок пружного відскоку та подальшого розгону струменем повітря. Пневматичний пристрій (див. рис. 9.7, а) складається з корпусу 1 і ручки 2. Робоча камера пристрою є каналом у корпусі між профільованим центральним тілом 6 і бічною кришкою 8.

Для зберігання сталевих кульок діаметром 1 мм та об'ємною сипучою масою 50...100 грам до задіяння пневматичного пристрою і збирання їх після роботи в корпусі пристрою передбачено вловлювач 3 із заслінкою 4.

Пристрій має комплект пружних гумових насадок 5, конфігурація яких залежить від форми поверхонь 7, що зміцнюються. Стиснене повітря підводиться в робочу камеру через сопло 9, відпрацьоване стиснене повітря відводиться через отвори 10 у бічних кришках пристрою.

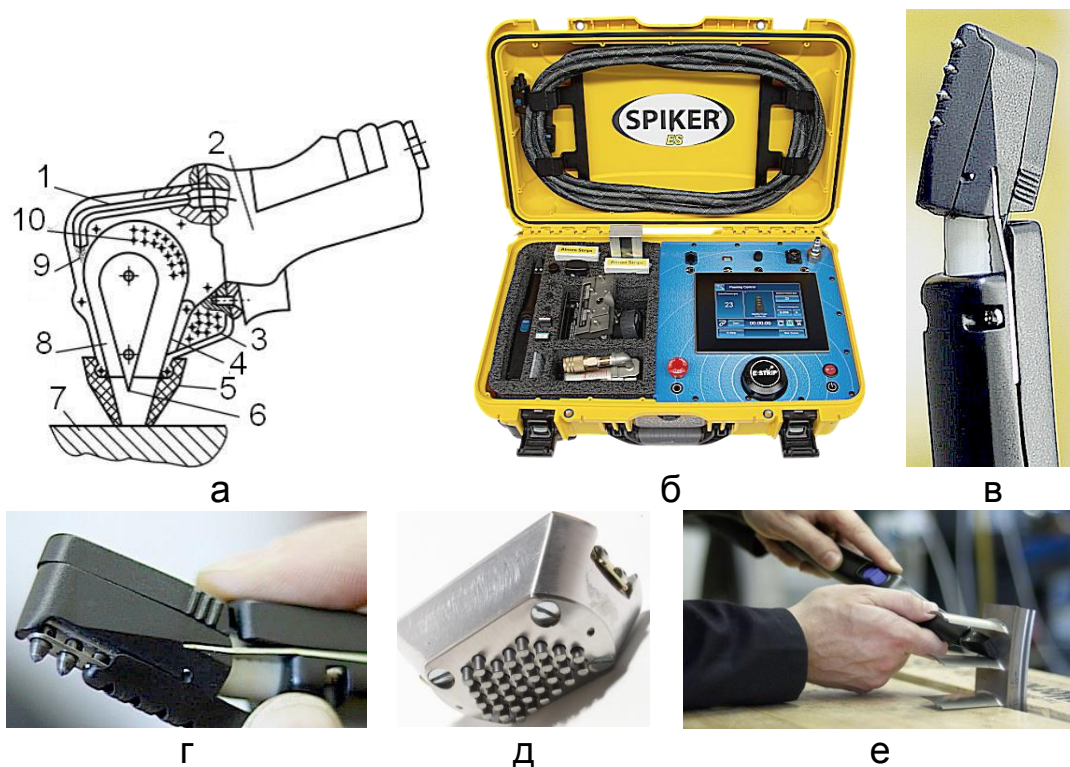


Рис. 9.7. Схема (а) ручного струминно-пневматичного пристрою та загальний вигляд вузлів комплекту пристрою (б – д) для пневмоударного оброблення деталей шасі і двигуна (е) літака динамічним методом ППД

Під дією стисненого повітря кульки набувають кінетичної енергії та виконують ударне зміцнення локальних ділянок на зовнішній поверхні деталей шасі. Після завершення роботи пристрою відкривається заслінка 4, що перекриває профільований канал, кульки прямують до вловлювача 3.

Канадська компанія Shockform Aernautics є виробником портативного автономного пристрою моделі Spiker SPK-102 (рис. 9.7, б) для пневматичного ударного зміцнення деталей літака. Принцип дії пристрою за аналогією з багатоударним kleпальним молотком полягає у тому, що під дією стисненого повітря поршень пристрою здійснює зворотно-поступальний рух і з частотою 1200...1800 1/хв завдає ударів по твердосплавних штирях.

Кількість та форма торцевої частини швидкозмінних твердосплавних штирів – конічна, сферична або плоска (рис. 9.7, в – д) визначають широкі технологічні можливості такого портативного автономного пристрою для пневматичного ударного зміцнення методом ППД у важкодоступних місцях деталей шасі та титанових лопаток авіаційних двигунів.

Переносний автономний комплект (див. рис. 9.7, б) має габаритні розміри 560x356x230 мм та масу 9,5 кг. Довжина повітряного шланга від футляра до наконечника становить шість метрів, вмонтовані в корпус акумулятор та компресор забезпечують автономну безперервну роботу пристрою не менше чотирьох годин при температурі від 10 до 40 °С.

На рис. 9.7, е показано приклад зміцнення титанової секції спрямовувального апарата реактивного авіаційного двигуна. Для візуалізації ударної дії твердосплавних штирів на зміцнювану ділянку деталі наносять індикаторне покриття, яке є чутливим до механічного контакту у вигляді тиску.

Ця сучасна технологія зміцнення важкодоступних ділянок деталей шасі відповідає вимогам міжнародного авіаційного стандарту AMS-2545A «Кероване пневматичне голкопробивне оброблення, правка і формування».

9.4.2. Ротаційний пристрій для місцевого ударного зміцнення

Технологія ротаційного оброблення (Rotary Flapper Peening) – це мобільний процес локального ППД невеликих і важкодоступних ділянок деталей шасі дробоструминним методом відцентрової дії. Технологія ротаційного оброблення деталей літака розроблена компанією Boeing та відповідає вимогам стандарту SAE AMS2590 «Ротаційне оброблення металевих деталей». Спеціалізовані компанії з виробництва та ремонту шасі сучасних літаків та вертольотів – Héroux-Devtek (Канада), Liebherr (Німеччина), Safran Landing Systems (Франція), Triumph Group (США) використовують цю технологію у стаціонарних виробничих та автономних умовах експлуатації цивільної та військової авіаційної техніки.

Інструмент ротаційної дії (рис. 9.8, а) містить циліндричну оправку 1, в прорізі якої закріплено вставку 2 з високоміцної кевларової тканини об'ємного плетіння, в яку вклеєно твердосплавні кульки 3 діаметром 1 мм.

Тканинні вставки для локального дозміцнення зовнішніх та внутрішніх поверхонь на деталях шасі методом ППД ротаційної дії мають три стандартизовані розміри – 1x2, 9/16x1 та 9/16x1 1/4 дюймів, яким у метричній системі відповідають розміри 25x50, 14x25 та 14x70 мм. Для дозміцнення зовнішніх і внутрішніх фасонних поверхонь на деталях шасі літака застосовують різні тканинні кевларові вставки різної конфігурації (рис. 9.8, б).

Оправку з тканинною вставкою затискають у цанговому патроні малогабаритної електричної машини (рис. 9.8, в) з безступінчастим регулюванням частоти обертання в діапазоні від 500 до 10000 1/хв. Технологічними параметрами дозміцнення внутрішніх циліндричних (рис. 9.8, г, д, и) або зовнішніх (рис. 9.8, е, ж) поверхонь деталей шасі є частота обертання тканинної вставки з кульками і відстань від осі обертання оправки з тканинною вставкою до поверхні, що зміцнюється.

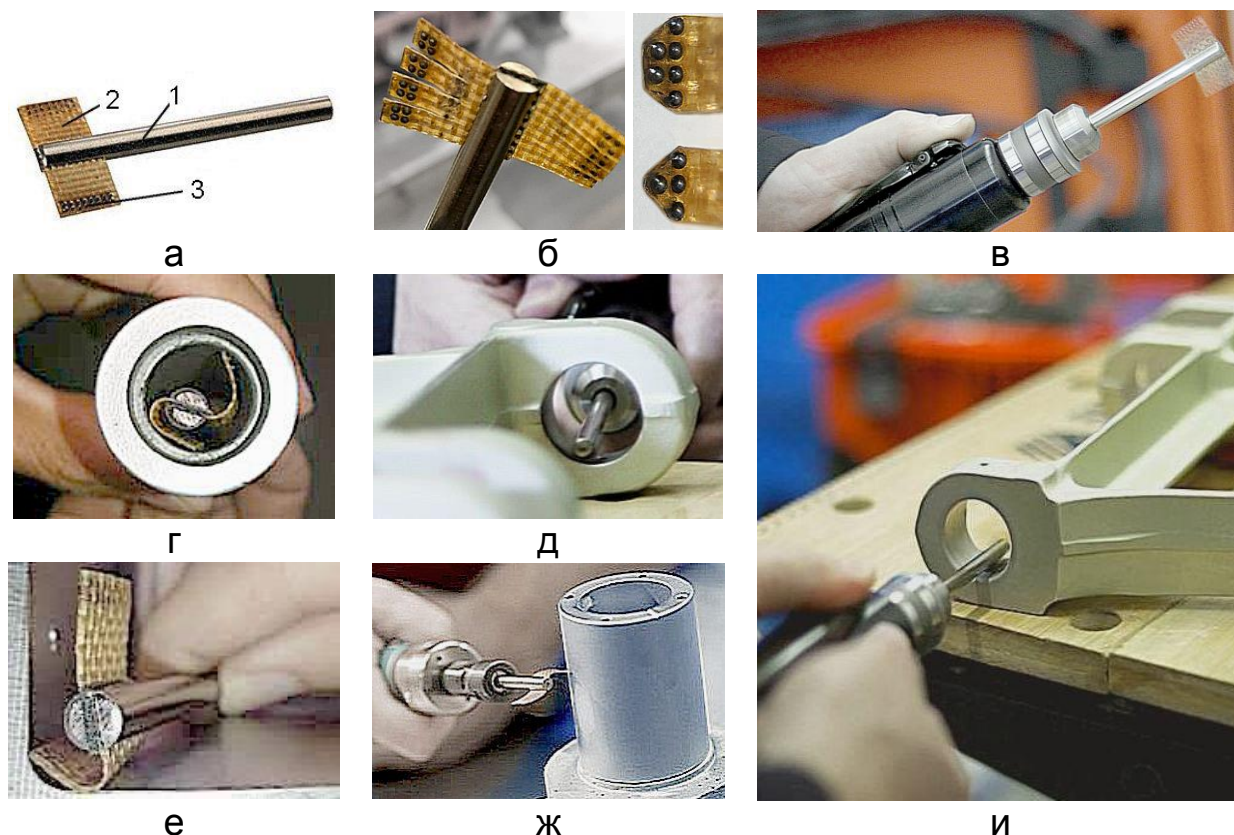


Рис. 9.8. Ручний електричний пристрій ротаційної відцентрової дії для локального дозміцнення деталей шасі методом ППД: а – схема інструменту; б – вставка розрізна; в – загальний вигляд ручної електричної машини; г – и – приклади ударного зміцнення внутрішніх та е, ж – зовнішніх поверхонь деталей шасі літака; 1 – оправка; 2 – вставка тканинна; 3 – кульки твердосплавні

Канадська компанія Shockform Aeronautics серійно виготовляє переносний автономний комплект моделі Flah Speed FPK-102 (рис. 9.9, а) з ручним електричним пристроєм для локального дозміцнення методом ротаційного оброблення деталей шасі та планера сучасних виробів цивільної та військової авіаційної техніки.

Довжина електричного кабелю до ручної електричної машини становить сім метрів, вбудований в компактний корпус акумулятор забезпечує автономну безперервну роботу пристрою не менше шести годин при температурі від 10 до 40 °С. Переносний комплект пристрою (див. рис. 9.9, а) має габаритні розміри 560x356x230 мм та масу 9,5 кг.

Німецька компанія Sentenso GmbH виробляє аналогічний переносний автономний комплект із ручною пневматичною машиною (рис. 9.9, б).

Таку технологію широко використовують у виробничих та польових умовах експлуатації для початкового та ремонтного дозміцнення деталей шасі (рис. 9.9, в), крила (рис. 9.9, г) та фюзеляжу літака, несучого та рульового гвинтів вертольота, опор вала турбіни реактивного двигуна, поверхонь, що сполучаються для зменшення фретинг-корозії.

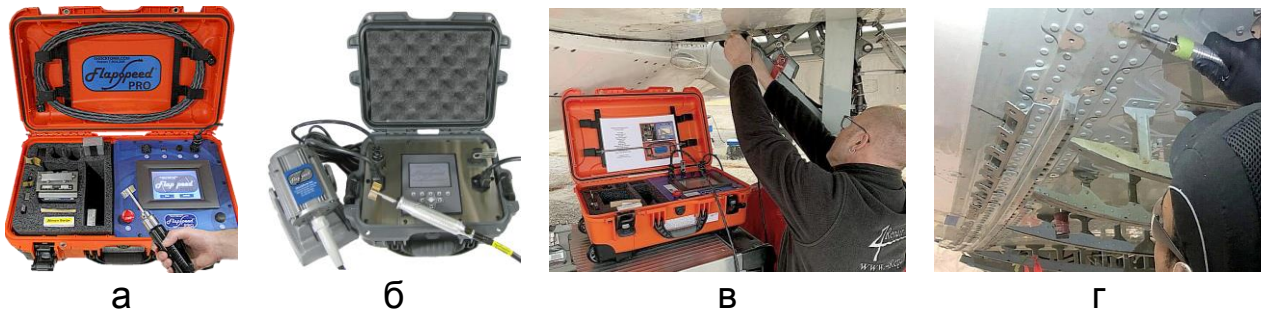


Рис. 9.9. Загальний вигляд автономних комплектів, що переносяться (а, б), і приклади локального дозміцнення методом ротаційного відцентрового ударного оброблення деталей шасі (в) та крила (г) літака

Після локального дозміцнення виконують технологічні операції очищення, знежирення, промивання, сушіння, нанесення гальванічного або лакофарбового покриття на зміцнені ділянки поверхонь деталі.

9.4.3. Ультразвуковий пристрій для дробоструминного оброблення

Ультразвукові коливання знаходять широке застосування у промисловості для очищення поверхонь від забруднень, зварювання пластмас та м'яких металів, паяння, інтенсифікації обробки різанням та пластичним деформуванням, хімічних процесів, нанесення покриттів, поверхневого зміцнення, отримання порошкових матеріалів, перемішування рідин.

Французька компанія SONATS за запитами провідних світових авіаційних компаній розробила компактне обладнання моделі Sressvoyager USP для технології ультразвукового дробоструминного оброблення (УЗДО) деталей шасі, планера та двигуна літаків (рис. 9.10).

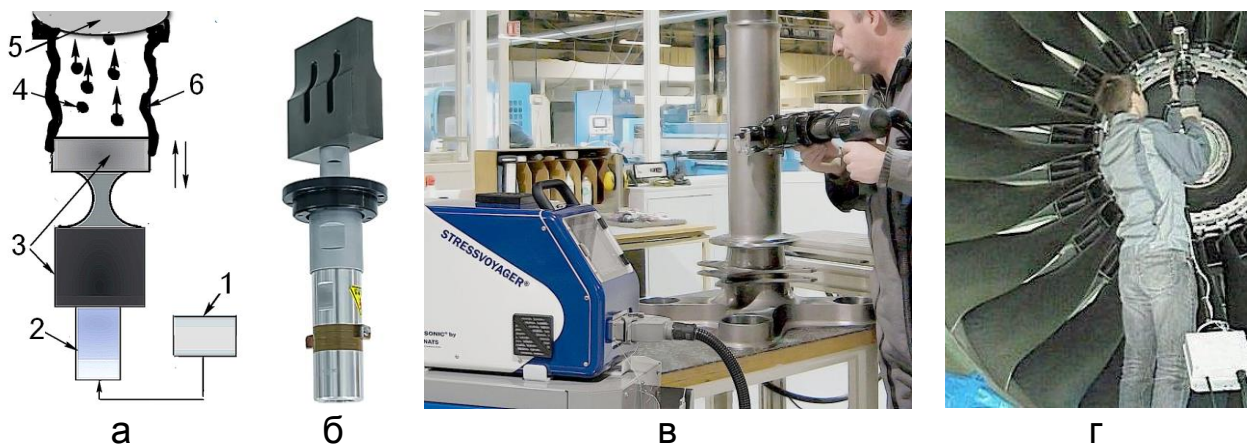


Рис. 9.10. Схема (а), загальний вигляд сонотрода (б) та приклади УЗДО стояка шасі (в) та маточини реактивного двигуна (г): 1 – генератор ультразвуковий; 2 – перетворювач п'єзоелектричний; 3 – сонотрод з трубчастим щілинним наконечником; 4 – дріб; 5 – деталь шасі літака; 6 – хвилевід оболонковий

При УЗДО використовуються ультразвукові коливання сонотрода 3 для переміщення дробу 4 на поверхню деталі 5 (рис. 9.10, а), де вони спричиняють пластичну деформацію і створюють шар залишкових напружень стиснення.

Сонотрод (концентратор або наконечник) – це набір п'єзоелектричних перетворювачів, прикріплених до звужуваного металевго стрижня з титану або кераміки (рис. 9.10, б), який призначено для передачі ультразвукових хвиль на об'єкт оброблення – газ, рідину або тверду речовину. Зміщення горизонтальної поверхні сонотрода називається амплітудою. Залежно від умов експлуатації пристрою амплітуда коливань хвилеводу сонотрода може становити від 0,01 до 0,25 мм.

УЗДО титанових деталей шасі (рис. 9.10, в) або реактивного двигуна (рис. 9.10, г) здійснюється сталевими твердосплавними кульками діаметром 1 мм, які поміщають в оболонковий хвилевід наконечника сонотрода з ультразвуковим перетворювачем. Під дією ультразвукових коливань сонотрода кульки приводяться у високочастотний коливальний рух, подібний до кипіння. Маса інструменту становить 3 кг, швидкість переміщення по поверхні, що зміцнюється, – 5...20 мм/с.

Технологія УЗДО відрізняється від традиційних методів ударного оброблення (пневмодинамічного або дробоструминного) високою продуктивністю і рекордним підвищенням утомної міцності конструкцій, при поліпшенні умов праці операторів (зниження шуму і шкідливих вібрацій).

Технологія УЗДО сертифікована за міжнародними стандартами ISO 9001, EN 9100 та відповідає міждержавним галузевим рекомендаціям BNAE NFL 06833, SAE AMS 2580 і SAE AMS 2585.

9.4.4. Ультразвуковий пристрій для оброблення зварних швів

Підвищення втомної довговічності при зміцненні ударними методами ППД пов'язано з формуванням у поверхневому шарі матеріалу залишкових напружень стиснення та дислокаційної структури, що перешкоджає зародженню та розвитку втомних тріщин. У зварних сталевих і титанових силових вузлах шасі, планера та реактивного двигуна літака величина залишкових напружень розтягування, що спричиняються під час зварювання, негативно впливає на втомну довговічність конструкції.

Ультразвукове ударне оброблення (УЗУО) – це процес холодного оброблення тиском, при якому використовується високочастотна дія твердосплавного наконечника інструменту для пластичної деформації матеріалу для введення корисних залишкових напружень стиснення. Технологія УЗУО є особливо актуальною для зварних з'єднань, що працюють в умовах динамічного втомленого навантаження. Шкідливі залишкові напруження розтягування завдяки УЗУО ефективно усуваються у результаті ударного впливу і на поверхні зварного шва з'являється глибокий шар залишкових напружень стиснення.

В іноземній авіаційній технічній літературі для такої технології ударного оброблення зварних швів використовують аббревіатури HFMI (високочастотний механічний вплив) та UIT (ультразвукове ударне оброблення).

У процесі УЗУО (рис. 9.11, а) високочастотні ультразвукові коливання перетворювача 1 через сонотрод 2 та набір циліндричних штифтів 3 механічно впливають на поверхню 4 зварного шва металевої конструкції.

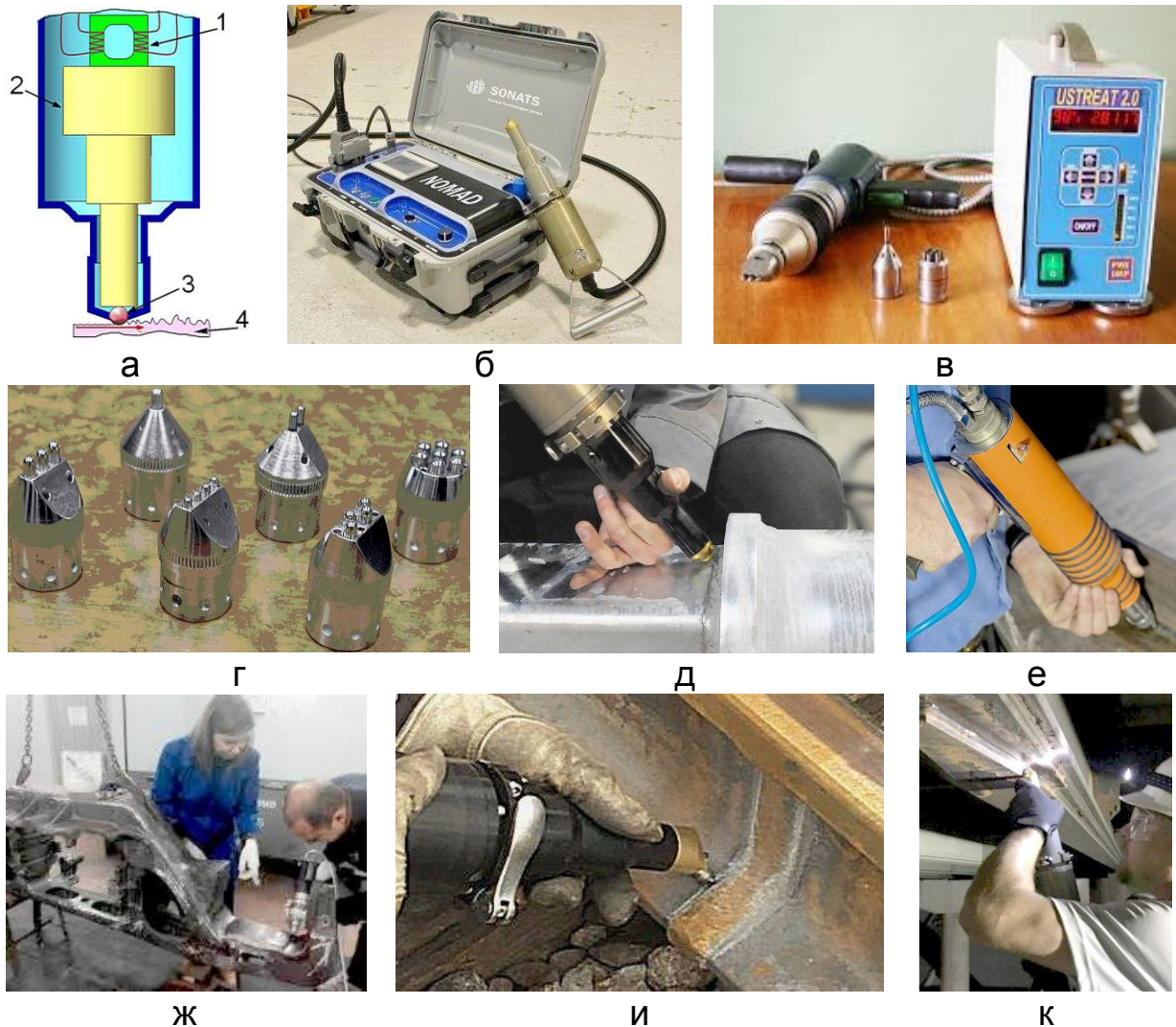


Рис. 9.11. Технологія УЗУО: а – схема процесу; б, в – загальний вигляд промислового обладнання та г – змінних наконечників; д – к – приклади зміцнення зварних швів; 1 – перетворювач п'єзоелектричний; 2 – сонотрод; 3 – штифт; 4 – деталь

Французька компанія SONATS виробляє компактне мобільне обладнання моделі NOMAD HFMI/UIT (рис. 9.11, б) для реалізації методу УЗУО. Загальний вигляд змінних наконечників з різною кількістю і діаметром штифтів із загартованої сталі показано на рис. 9.11, г.

Технологія УЗУО відповідає вимогам міждержавного галузевого стандарту AMS 2588 «Ультразвукове активне голкоударне формування» та забезпечує підвищення втомної міцності зварних титанових вузлів шасі літака (рис. 9.11, д) та авіаційних двигунів на 25...30 %.

Технологія УЗУО забезпечує створення дуже великої (до 2,5 мм) глибини стискальних напружень у зварювальному шві порівняно з іншими ударними методами ППД. Універсальність методу, компактність обладнання, висока продуктивність, низький рівень вібрації порівняно з використанням пнев-

матичних ударних машин, величезний обсяг зварних з'єднань у структурі урбаністичного призначення розширюють технологічні можливості УЗУО.

В Україні фундаментальна наукова та прикладна робота «Фізичні основи та інноваційні технології ультразвукової обробки матеріалів» у 2021 році була удостоєна Національної премії України імені Бориса Патона.

Розроблено та налагоджено серійне виготовлення промислових пристроїв УЗУО з потужними випромінювачами на п'єзокераміці та цифровим регулюванням параметрів серії USTREAT (рис. 9.11, в).

У наукових та прикладних дослідженнях технології УЗУО брали участь такі вітчизняні організації:

- Інститут металофізики ім. Г. В. Курдюмова НАН України;
- Національний технічний університет «КПІ імені Ігоря Сікорського»;
- Інститут електрозварювання ім. Є. О. Патона НАН України;
- ДП «Запорізьке машинобудівне конструкторське бюро «ПРОГРЕС» імені академіка О. Г. Івченка».

Напрямки застосування результатів роботи – ремонтно-відновлювані роботи з ліквідації втомних пошкоджень мостів і елементів зварних конструкцій рухомого складу залізничного транспорту (рис. 9.11, е – к) та метрополітену, ковальсько-пресового обладнання.

9.5. Статичні методи поверхневого зміцнювання деталей шасі

У разі застосування статичних методів оброблення інструмент, робочі тіла або середовище впливають на оброблювану поверхню з певною постійною силою, відбувається плавне переміщення осередків впливу поспідовно по всій оброблюваній поверхні. Важливе значення для деталей шасі з титанових сплавів має спеціальна підготовка поверхні.

До процесів спеціальної підготовки поверхонь належить округлення кромek деталей з титанових сплавів до радіусів 1,0...0,5 мм. Це округлення є необхідним, щоб попередити утворення напливів під час поверхневого зміцнення, які різко знижують його ефект. Перед зміцненням деталі піддають промиванню, знежиренню в антикорозійних розчинах і сушінню.

Шорсткість поверхонь деталей шасі перед зміцненням після механічного оброблення не повинна перевищувати:

- для сталевих і титанових деталей $R_a = 2,5$;
- деталей, які підлягають після зміцнення хромуванню, $R_a = 1,25$.

9.5.1. Обкочування і розкочування поверхонь деталей шасі

Оздоблювальне і зміцнювальне оброблення зовнішніх поверхонь деталей шасі здійснюють обкочуванням, а внутрішніх – розкочуванням. Обидва ці методи принципово не відрізняються один від одного, однак інструменти для обкочування й розкочування мають конструктивні особливості.

Унаслідок обкочування підвищується міцність під час динамічних навантажень та зносостійкість таких деталей шасі, як стояки, осі й барабани коліс. Залежно від цих параметрів глибина шару із залишковою деформа-

цією коливається в межах 0,01...0,05 мм і вище.

Процес обкочування зовнішніх поверхонь обертання деталей шасі доцільно проводити на токарних верстатах, внутрішніх – на револьверних або свердлильних, а плоских – на фрезерних або стругальних.

Обкочування зовнішніх поверхонь обертання деталей шасі здійснюють зі швидкістю 30...150 м/хв і подачею 0,1...0,2 мм/об, застосовуючи мастило, щоб зменшити шорсткість оброблюваних поверхонь. Зміцнення поверхневого шару меншою мірою залежить від швидкості обкочування, більшою – від кількості робочих ходів. Для зменшення шорсткості й зміцнення зовнішніх поверхонь деталей шасі застосовують обкочування роликowymi й кульковими обкочувачами пружної дії.

Поверхня із шорсткістю, меншою за шорсткість деформуючого елемента – кульки, виходить унаслідок того, що у цьому випадку мікрорельєф поверхні утворюється не як результат руху абразивного зерна при абразивному обробленні, а як результат пластичного зсуву металу під кулькою.

При обкочуванні кулькою великого діаметра з малою подачею створюються найбільш сприятливі умови для пластичного зсуву металу внаслідок кочення кульки по оброблюваній поверхні з мінімальним прослизанням відносно неї. Процес алмазного вигладжування використовують для оброблення деталей шасі малої жорсткості та високої твердості з гальванічними покриттями. Застосування алмазу для вигладжування обумовлено його високою твердістю, зносостійкістю і теплопровідністю, а також тим, що коефіцієнт тертя пари «алмаз-метал» порівняно низький.

Зовнішні поверхні обертання деталей шасі обкочують однороликowymi (рис. 9.12, а) або трироликowymi обкочувачами (рис. 9.12, в, г).

Для обкочування перехідних та інших подібних місць деталей шасі замість роликів інколи застосовують кульки (рис. 9.12, б, д). Тиск інструменту на оброблювану поверхню становить 1,5...5,0 кН і створюється тарованими пружинами, пневматичними або гідравлічними пристроями.

Для калібрування, оброблення й зміцнювання використовують жорсткі нерегульовані (рис. 9.12, е), так і регульовані (рис. 9.12, ж) розкатки, в яких ролики або кульки жорстко притиснуті з певним зусиллям до оброблюваної поверхні. Жорсткими розкатками обробляють отвори в деталях шасі діаметром 6...500 мм і завдовжки до трьох метрів.

Збільшення сили обкочування або розкочування до значення більшого, ніж критичне, для певного матеріалу призводить до перенаклепу, руйнування поверхневого шару металу і, як наслідок, до збільшення параметра шорсткості поверхні деталі шасі літака.

Під час операцій обкочування й розкочування в межах 0,005...0,03 мм змінюється діаметр оброблюваної деталі шасі, але не усуваються неточності геометричної форми – овальність і хвилястість поверхні деталі.

Основними параметрами процесу оброблення деталі роликком є радіальний натяг (0,5...0,8 мм), поздовжня подача (0,3...1,5 мм/об), частота обертання деталі (1200...1500 1/хв), діаметр ролика і радіус його профілю.

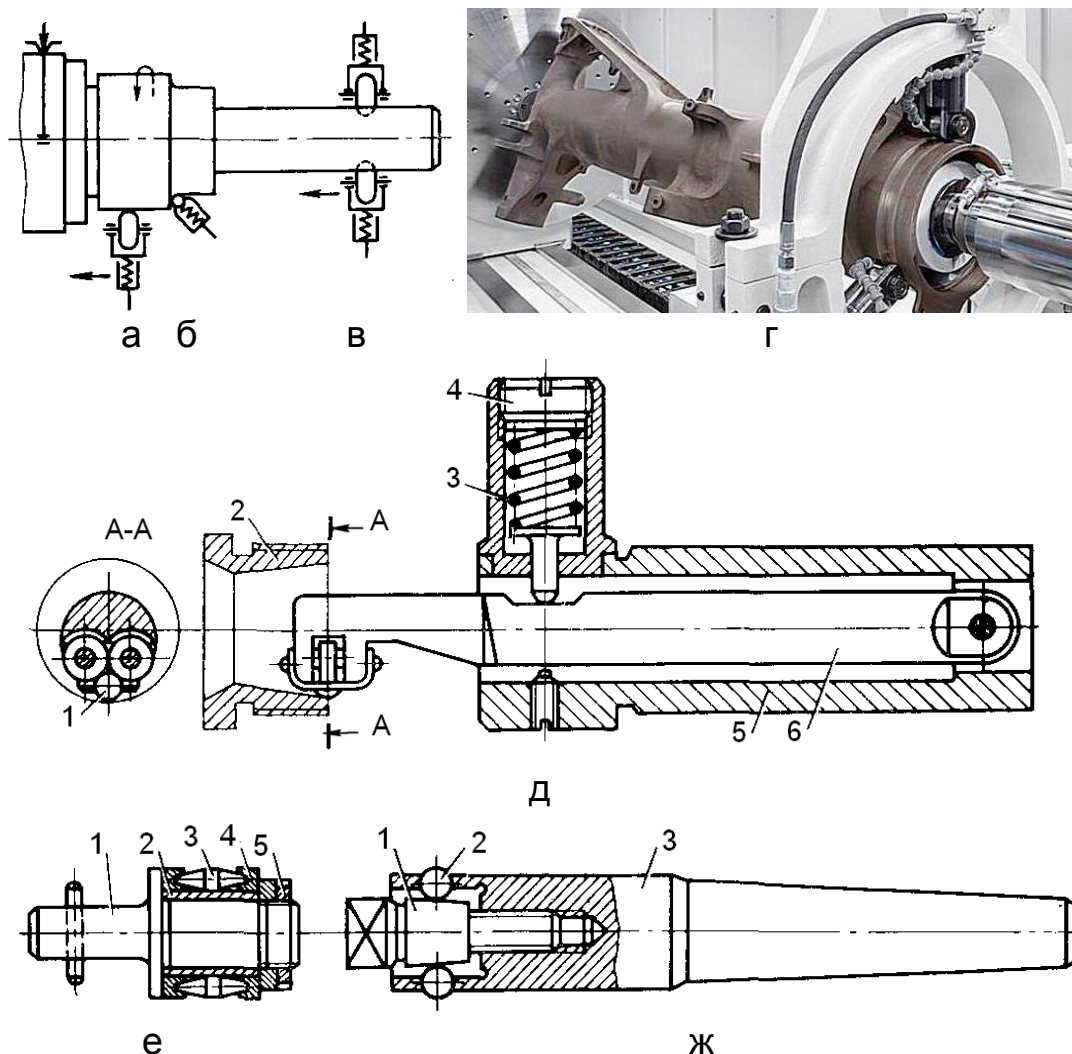


Рис. 9.12. Схеми пристроїв для обкочування і розкочування: а – однороликовий обкочувач; б – кульковий обкочувач; в, г – трироликовий обкочувач; д – кулькова розкатка (1 – кулька; 2 – заготовка; 3 – пружина; 4 – гвинт; 5 – корпус; 6 – оправка); е – нерегульована роликова розкатка (1 – оправка; 2 – втулка; 3 – ролик; 4 – обойма з гніздами; 5 – контргайка); ж – регульована кулькова розкатка (1 – гвинт з конусом; 2 – кулька; 3 – корпус)

Кількість технологічних переходів під час оброблення деталей роликами – не більше двох. Слід враховувати, що недотримання оптимальних режимів оброблення й перевищення оптимальної кількості технологічних переходів при оброблення роликами може призвести до лущення оброблюваної поверхні, виникнення тріщин на поверхневому шарі деталі.

9.5.2. Калібрування отворів у деталях шасі

Калібруванням обробляють отвори різної форми у деталях шасі за допомогою калібрувальних оправок (дорнів) або кульок, які проштовхують через оброблюваний отвір із установленим натягом. Основним параметром при оцінюванні процесу є натяг, який створюється перевищенням розміру калібрувального інструменту над розміром отвору, що підлягає калібруванню. *Калібрування* здійснюють за допомогою сталевих полірованих кульок (рис. 9.13, а). Кульки виготовляють із підшипникової сталі марки ШХ15.

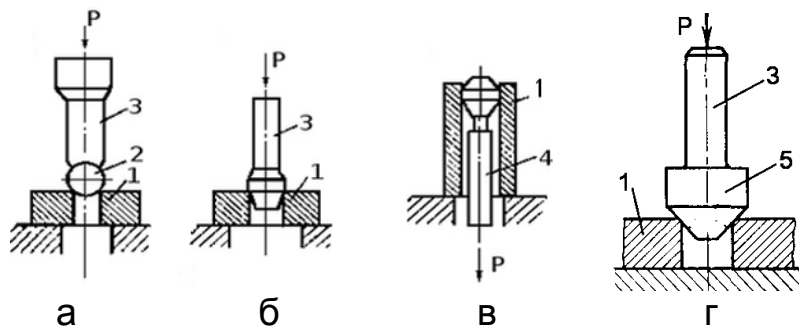


Рис. 9.13. Схеми калібрування, дорнування та обтискання кромки отворів: 1 – деталь; 2 – кулька; 3 – оправка; 4 – пуансон; 5 – обтискач

Дорнування – ефективний процес зміцнювання отворів у деталях шасі під болтові з'єднання, особливо в тих випадках, коли оброблення відбувається в пакеті деталей без подальшого його розбирання. Дорнування отворів у деталях шасі діаметром до 40 мм виконується шляхом проштовхування через них спеціального інструмента – дорна (рис. 9.13, б, в).

Дорнування й калібрування виконують на універсальних пресах або протяжних верстатах. Щоб зменшити тертя й шорсткість, дорн та оброблювану поверхню деталі шасі перед калібруванням змащують. Унаслідок дорнування може бути підвищена точність оброблення отвору деталей на один квалітет і знижена величина шорсткості від $R_a = 40$ до $R_a = 0,32$.

Швидкість калібрування несуттєво впливає на точність і шорсткість оброблюваних поверхонь. Оптимальну величину натягу під час дорнування (до 0,2 мм) визначають залежно від механічних властивостей матеріалу, розміру отворів, початкової шорсткості, якості мастила. Критерієм для вибору оптимального режиму калібрування або дорнування, як і для розкочування, є якість зміцнення: поверхня має бути дзеркальною, особливо поблизу кромки отворів, де концентрація напружень є найбільшою.

Обтискання кромки отворів (рис. 9.13, г) сталевими полірованими обтискачами застосовують, щоб підвищити міцність і витривалість болтових і заклепочних з'єднань, валів з отворами для підведення мастила, проушин шарнірних з'єднань. Кромки отворів обтискаються статично або у разі потреби сильними й нечастими ударами пневматичного молотка. На поверхню обтискачів перед обтисканням наносять машинне мастило.

Після обтискання кромки отворів поверхня має бути блискучою, з шорсткістю від $R_a = 0,32$ мкм до $R_a = 0,16$ мкм, без помітних слідів зсуву або відшарування металу. Ефект від зміцнення для всіх технологічних методів ППД зберігається за температури до 200 °С для деталей з алюмінієвих сплавів і до 400 °С для сталевих деталей літака.

Переваги ударних та статичних методів ППД деталей шасі:

- зміцнення поверхневого шару, що дає змогу не порушити волокна металу та сприяє утворенню дрібнозернистої структури сплаву;
- відсутність шаржування оброблюваної поверхні абразивними частинками шліфувальних кругів;

- відсутність термічних дефектів;
- сприятлива мікрогеометрія обробленої поверхні (унаслідок оброблення досягаються мінімальні параметри шорсткості поверхні);
- виникнення сприятливих стискальних залишкових напружень у поверхневому шарі;
- плавне та стабільне підвищення мікротвердості поверхні.

Контрольні запитання

1. Від чого залежить довговічність, а отже, і ресурс деталей літака із конкретного матеріалу?
2. Назвіть принцип вибору ударних методів зміцнення деталей шасі літака.
3. Опишіть методику контролю напружено-деформованого стану поверхневого шару деталей після динамічного зміцнення методами ППД.
4. Назвіть технологічні особливості віброзміцнювання деталей шасі пасажирського літака.
5. На якому принципі дії ґрунтується струминно-пневматичний метод зміцнювання деталей шасі пасажирського літака?
6. Як відбувається повернення сталевих кульок у порожнину розрідження після удару в пневматичному пристрої для місцевого ударного зміцнення деталей шасі літака?
7. Назвіть елементи конструкції ротаційного пристрою для місцевого ударного зміцнення деталей шасі літака.
8. Для чого призначений сонотрод в ультразвуковому пристрої для дробоструминного оброблення деталей шасі літака?
9. З чого складається ультразвуковий пристрій для ударного оброблення зварних швів на деталях шасі літака?
10. Яким інструментом здійснюють оздоблювальне та зміцнювальне оброблення зовнішніх і внутрішніх поверхонь деталей шасі літака?
11. Як виконують калібрування отворів у деталях шасі літака?

10. ТЕХНОЛОГІЯ НАНЕСЕННЯ ГАЛЬВАНІЧНИХ ПОКРИТТІВ НА ДЕТАЛІ ШАСІ ЛІТАКА

Усі металеві деталі літака незалежно від призначення піддаються корозії, під якою розуміють процес руйнування металів унаслідок їх хімічної або електрохімічної взаємодії із зовнішнім середовищем.

Найчастіше антикорозійний захист полягає в нанесенні на поверхню деталей шасі шарів захисних покриттів на основі органічних і неорганічних матеріалів. Для захисту деталей шасі найчастіше використовують гальванічні та лакофарбові покриття.

Гальванічний метод нанесення металевих покриттів ґрунтується на електролізі розчинів солей відповідних металів. Гальванічні покриття міцно зчіплюються з основним металом, мають хороші механічні характеристики. Товщину покриття можна регулювати з високою точністю.

У світовій авіаційній промисловості металеві гальванічні покриття використовують для різних цілей:

- відновлення форми і розмірів деталей літака та авіаційних реактивних двигунів – хромування, мідніння, нікелювання;
- захисту від впливу корозії – хромування, кадмування, нікелювання;
- запобігання пригоранню та як підшар перед нанесенням іншого функціонального покриття – мідніння;
- як декоративно-захисне покриття – нікелювання, хромування.

Спеціальні види гальванічного покриття надають виробу певних фізико-хімічних властивостей, наприклад твердість, здатність до паяння. До них належать тверде хромування, мідніння, нікелювання.

10.1. Основні параметри гальванічного процесу

Основними параметрами гальванічного процесу є:

1. Густина струму – відношення сили струму до одиниці поверхні деталі (A/dm^2). Ця величина є основним параметром процесу і впливає на структуру і властивості осаду. Існує мінімальна густина струму для кожного процесу, нижче якої покриття не осідає. При збільшенні густини струму вище оптимальних значень відбувається утворення порошкоподібних і губчастих осадів.

2. Об'ємна густина струму – відношення сили струму до об'єму електроліту ($A/л$). Ця величина необхідна для оцінювання працездатності ванни (при визначенні максимальної поверхні її завантаження) з заданою робочою густиною струму. У разі її перевищення відбувається нагрівання електроліту і зміна його робочих характеристик.

3. Вихід за струмом – відношення фактично відокремленої на катоді речовини при проходженні електричного струму до кількості речовини, яка мала б виділитися за законом Фарадея. На катоді може відбуватися декілька реакцій одночасно: осадження металу, виділення водню.

Так, у стандартному електроліті хромування 85...90 % всього струму, що пропускається до одиниці поверхні, витрачається на виділення водню і

тільки 10...15 % – на виділення металу для осадження на деталі.

4. Розсіювальна здатність – здатність електроліту утворювати рівномірні по товщині покриття осади. Розсіювальна здатність виражається у відсотках. Практично товщина покриття на різних ділянках поверхні різна. Це пояснюється тим, що силові лінії електричного поля розподіляються нерівномірно по поверхні катода, концентруючись на краях і виступах. Підвищення розсіювальної здатності на практиці досягається регулюванням міжелектродної відстані, застосуванням спеціальних конструкцій анодів і екранів.

5. Кислотність електроліту (pH) визначається як негативний логарифм концентрації іонів водню і характеризує кислотність розчину. Кислотність електроліту є одним з основних параметрів, який визначає його працездатність. Задане значення pH підтримується введенням в електроліт різних буферних добавок.

Законсервовані деталі шасі попередньо обезжирюють нагріванням в сушильних печах або шафах. Потім деталі промивають у миючих машинах содово-лужними або органічними розчинами, після цього промивають в теплій, а потім у холодній воді. Поверхню деталей остаточно підготовлюють не пізніше ніж за дві доби після попередньої підготовки.

10.2. Технологія хромування деталей шасі літака

Хромування застосовують для деталей шасі, поверхня яких повинна мати високу твердість та зносостійкість.

Залежно від призначення покриття буває захисно-декоративним з товщиною шару хрому 0,5...1,5 мкм і твердим, або зносостійким, з товщиною шару хрому 20...80 мкм. Як електроліт застосовують хромовий ангідрид у розчині сірчаної кислоти. Анод не розчиняється, він виготовляється зі свинцю з додаванням 6...8 % сурми. При проходженні електричного струму через електроліт відбувається розкладання хромового ангідриду, виділяється хром, який осідає на деталі. Параметри хромування деталей шасі: густина струму – 30...45 А/дм², напруга – 6...10 В, температура електроліту – 50...55 °С. Вихід осаду при хромуванні становить 10...12 %.

Перед хромуванням перевіряють шорсткість поверхні всіх деталей шасі літака, яка має бути не більше 1,25 мкм. Для отримання пористого хромового покриття, яке добре утримує масляну плівку і має високу зносостійкість, хромовані деталі шасі додатково анодують.

Схему хромування і зовнішній вигляд хромованих деталей шасі літака до та після нанесення хромового покриття показано на рис. 10.1.

Хромування деталей шасі проводиться у спеціальних ваннах із кислотостійкою футерівкою. Для видалення шкідливих випарів ванни обладнані витяжною вентиляцією. Як джерела живлення застосовують низьковольтні генератори, що виробляють постійний струм величиною 500...1500 А.

Підігрівання розчину електроліту в експлуатаційному об'ємному просторі гальванічних ванн хромування деталей шасі здійснюється за

допомогою електронагрівальних елементів. Для рівномірного осадження хрому форма анодів має відповідати формі деталі шасі літака.

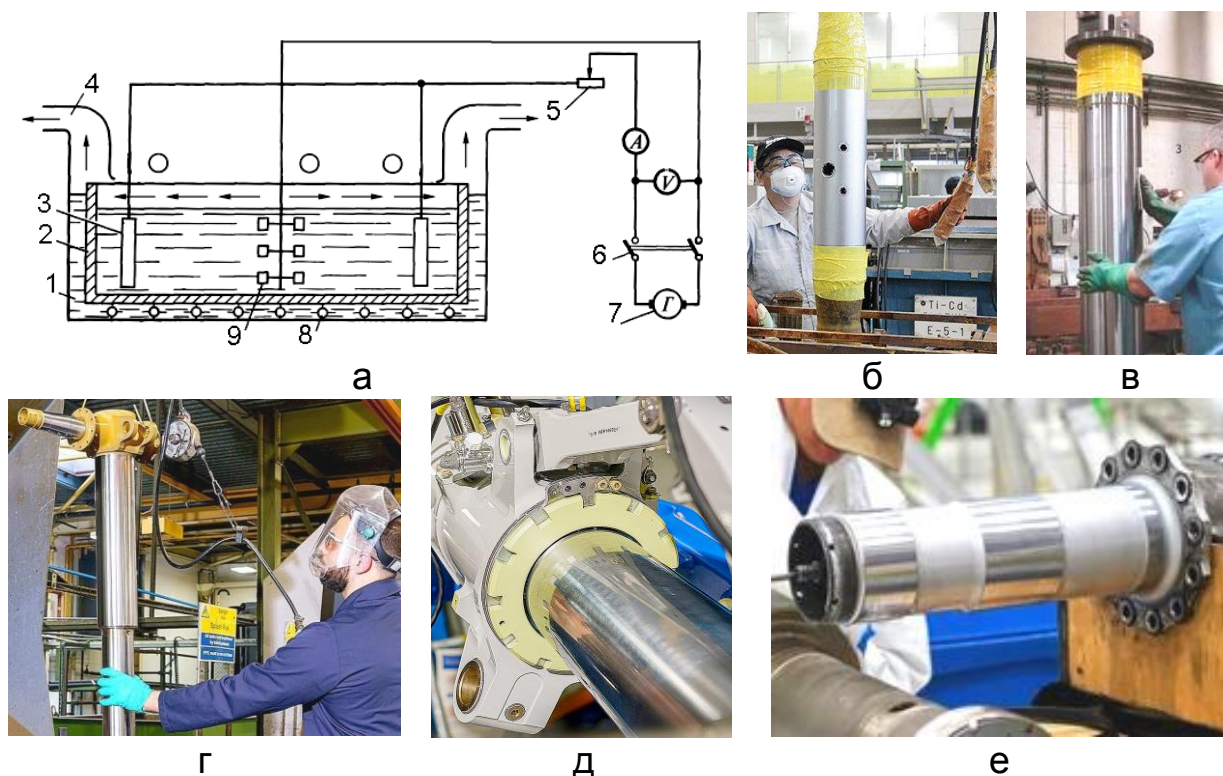


Рис. 10.1. Схема хромування (а), етапи завантаження в гальванічну ванну (б) та виймання (в, г) штока амортизатора стояка шасі, зовнішній вигляд хромованих штока (д) та маточини (е) стояка шасі: 1 – корпус; 2 – ванна; 3 – анод; 4 – вентиляція витяжна; 5 – реостат; 6 – рубильник; 7 – генератор; 8 – елементи електронагрівальні; 9 – катод

Хромування деталей шасі літака забезпечує не тільки захист від корозії, а й низьке тертя поверхонь, що сполучаються у рухливих з'єднаннях. Однак є серйозні екологічні проблеми, які пов'язані з утилізацією токсичних розчинів для хромового гальванічного покриття.

10.3. Технологія кадмування деталей шасі літака

Необхідність нанесення кадмієвих покриттів зумовлена такими властивостями, як висока еластичність, здатність до паяння після довгого зберігання, ефективний захист у поєднанні з високою корозійною стійкістю, зокрема в морському середовищі. Кадмієві покриття відрізняються великою стійкістю у вологих середовищах, великою пластичністю і менше насичують покриття воднем. Таке покриття характеризується малою твердістю, добре витримує запресовування, штампування, протягання й згвинчування. Товщину кадмієвого покриття на виробі вибирають залежно від умов експлуатації: від 6 до 42 мкм. Недоліками є токсичність, значна вартість кадмію, нестійкість кадмієвих покриттів до контактної дії нафтопродуктів. Кадмування виконують у ціанистих, хлористоамонійних і сірчанокислотних електролітах. Ціанистий кадмієвий електроліт має високу розсіювальну здатність, тому покриття у цьому електроліті виходить більш рів-

номірним по товщині та дрібнозернистим. До недоліків ціанистого електроліту належать його токсичність і значне насичення воднем сталі при кадмуванні в цьому електроліті. Тому сталеві деталі з цементованими поверхнями і пружини кадмуванню в ціанистому електроліті не піддаються.

Хлористоамонієвий електроліт простий за складом, стійкий в роботі, неотруйний, мало насичений воднем, але розсіювальна здатність його нижче ціанистого електроліту.

При застосуванні цього електроліту механічні властивості сталі практично не змінюються, тому пружини і деталі шасі з цементованими поверхнями слід кадмувати в хлористоамонієвому електроліті.

При кадмуванні в сірчанокиислому електроліті відбувається більш сильне насичення сталі воднем, ніж в хлористоамонієвому електроліті, і тому кадмувати деталі з цементованими поверхнями в ньому не дозволяється.

Схему кадмування і зовнішній вигляд сталевих деталей шасі літака з кадмієвим покриттям показано на рис. 10.2.

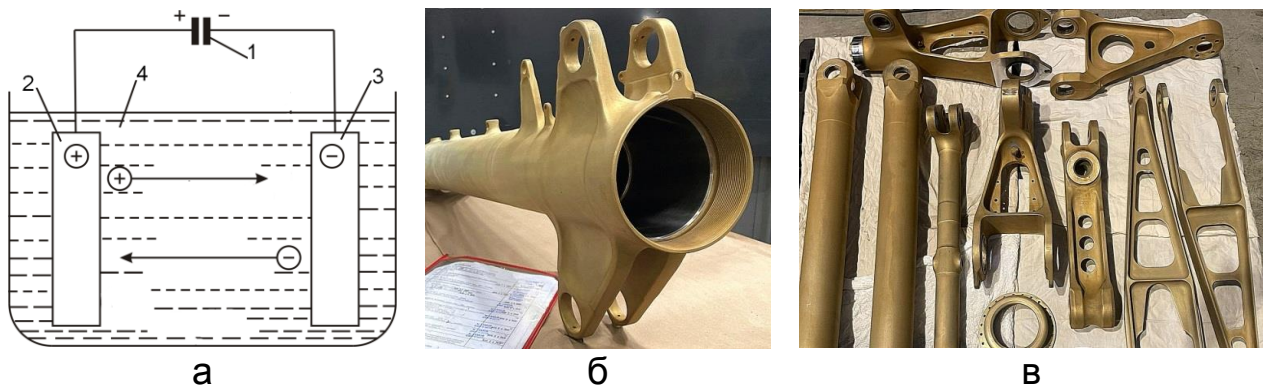


Рис. 10.2. Схема кадмування (а) та загальний вигляд корпусу (б) та деталей стояка (в) шасі з кадмієвим покриттям: 1 – джерело живлення; 2 – анод (кадмій технічний марки КД0); 3 – катод (деталь); 4 – електроліт

Усі кадмовані деталі шасі літака після ретельного промивання у воді слід висвітлити в 1...3%-ному водяному розчині технічної азотної кислоти. Завдяки висвітлюванню видаляються плями і покращується зовнішній вигляд деталей.

Контрольні запитання

1. Назвіть призначення гальванічного методу покриття для виробів авіаційної промисловості.
2. Проаналізуйте основні технологічні параметри гальванічного процесу для металевих покриттів деталей літака.
3. Якими можуть бути хромові покриття деталей літака залежно від призначення?
4. Який технологічний недолік мають хромові гальванічні покриття?
5. Який матеріал є анодом для гальванічного процесу хромування деталей літака?
6. В яких електролітах наносять кадмієві покриття?
7. Який матеріал є анодом для гальванічного процесу кадмування?

11. НАПИЛЕННЯ ФУНКЦІОНАЛЬНИХ ПОКРИТТІВ НА ДЕТАЛІ ШАСІ

Покриття – це спеціально створювані на поверхнях деталі літака покривні плівки із різноманітних металевих і неметалевих матеріалів. Залежно від функціональних властивостей покриття на поверхнях деталі поділяють на декоративні, захисні та спеціальні. У загальному комплексі властивостей матеріалу, що забезпечують довговічність строку служби деталей, що з них виготовляються, важливу роль відіграють твердість, зносостійкість, антифрикційність робочих поверхонь.

У зонах тертя вузлів шасі контактують кілька деталей, але визначальними є осі. Осі вузлів виготовляють переважно з високоміцних сталей, таких як 30ХГСН2А, 30ХГСА, 40ХНМА, і титанових сплавів ВТ-22 і ВТ-5.

Щоб поліпшити триботехнічні характеристики рухливих з'єднань деталей та вузлів шасі з титанових сплавів, використовують такі технологічні методи напилення спеціальних антифрикційних покриттів:

- газотермічне (Thermal Spray Coating);
- плазмове (Plasma Spraying);
- високошвидкісне з киснем та паливом (High Velocity Oxygen Fuel);
- високошвидкісне з повітрям та паливом (High-Velocity Air Fuel).

За типом джерела теплової енергії, що використовують для розплавлення матеріалу, який напилюється, існуючі конструкції обладнання для напилювання можна поділити на два види: газотермічні та електричні. У газоплазмових пристроях використовується теплота, що виділяється при горінні суміші пального газу та кисню. Функціонування електричних пристроїв напилення базується на використанні теплоти електричної дуги.

11.1. Газотермічне напилення функціональних покриттів

Під газотермічним напиленням функціональних покриттів розуміють сукупність фізичних процесів, при яких напилюваний матеріал розплавляється, диспергується (розпорошується) і переноситься на поверхню деталі шасі або реактивного двигуна за допомогою газового струменя (рис. 11.1).

При газотермічному напиленні створюють покриття з відносно високою пористістю (5...12 %) та невисокою адгезією до поверхності.

Це зумовлено малою швидкістю газового струменя (близько 50 м/с). Температура полум'я обмежує спектр матеріалів, які можуть бути розпорошені методом газотермічного напилення. Напилюваний матеріал може подаватися в розпилювач у вигляді стрижня, дроту, порошку або шнура. Металеві матеріали зазвичай використовують у вигляді гнучких дротів, що є зручним і забезпечує безперервність процесу. Умови газотермічного напилення (швидкості охолодження матеріалу покриття й ударних навантажень, невеликий розмір напилюваних частинок) створюють передумови для утворення аморфного стану покриття. Аморфні покриття деталей характеризуються високою зносостійкістю, корозійною стійкістю, міцністю зчеплення з основним матеріалом деталі й втомною довговічністю.

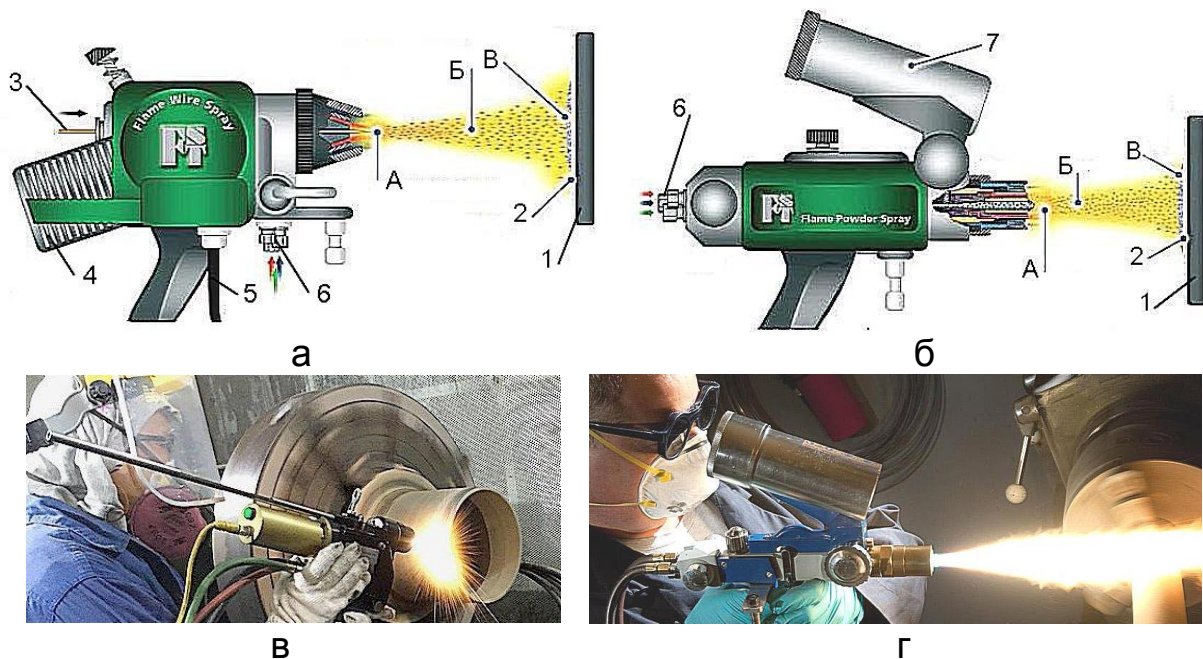


Рис. 11.1. Газотермічне напылення внаслідок розплавлення дроту (а, в) та порошку (б, г): А – плавлення; Б – прискорення; В – зіткнення; 1 – деталь; 2 – покриття; 3 – дріт; 4 – привід подачі дроту; 5 – кабель електричний; 6 – штуцери подачі ацетилену, стисненого повітря та кисню; 7 – контейнер

Перевагами методу газотермічного напылення антифрикційних покриттів є простота і надійність обладнання, а також мобільність застосування.

11.2. Плазмове напылення функціональних покриттів

Плазмове напылення функціональних покриттів застосовують для захисту деталей шасі літака та авіаційних двигунів, що працюють при високих температурах, в агресивних середовищах або при механічному впливі.

При плазмовому напыленні джерелом енергії є електрична дуга, що підпалюється між двома електродами – вольфрамовим катодом 2 та мідним анодом 3, який охолоджується проточною водою у пустотілому корпусі 4 плазмового розпилювача (рис. 11.2, а).

Через область горіння дуги продувається інертний газ 1 (аргон з домішками азоту), який іонізується і утворює плазму. Температура плазми в області дуги досягає 15000 °С. Незважаючи на високі температури в зоні горіння дуги, оброблювана поверхня не зазнає сильного нагрівання, оскільки при виході з області дуги температура різко знижується.

У струмінь плазми від спеціального живильника 5 подається порошок напылюваного матеріалу, який розплавляється і розпилюється на поверхню деталі 6 шасі або двигуна зі швидкістю 100...200 м/с у вигляді дрібних частинок розміром 20...100 мкм, утворюючи функціональне покриття 7.

Ручний плазмовий розпилювач (рис. 11.2, б), що містить катод у формі стрижня і анод у формі сопла (див. рис. 11.2, а), був запатентований та виробляється французькою компанією Saint-Gobain Coating Solutions.

Перспективною модифікацією плазмового методу є процес, при якому струмінь напылюваного матеріалу оточується струменем інертного газу

(рис. 11.2, в) для виключення взаємодії напилюваних частинок з киснем повітря.

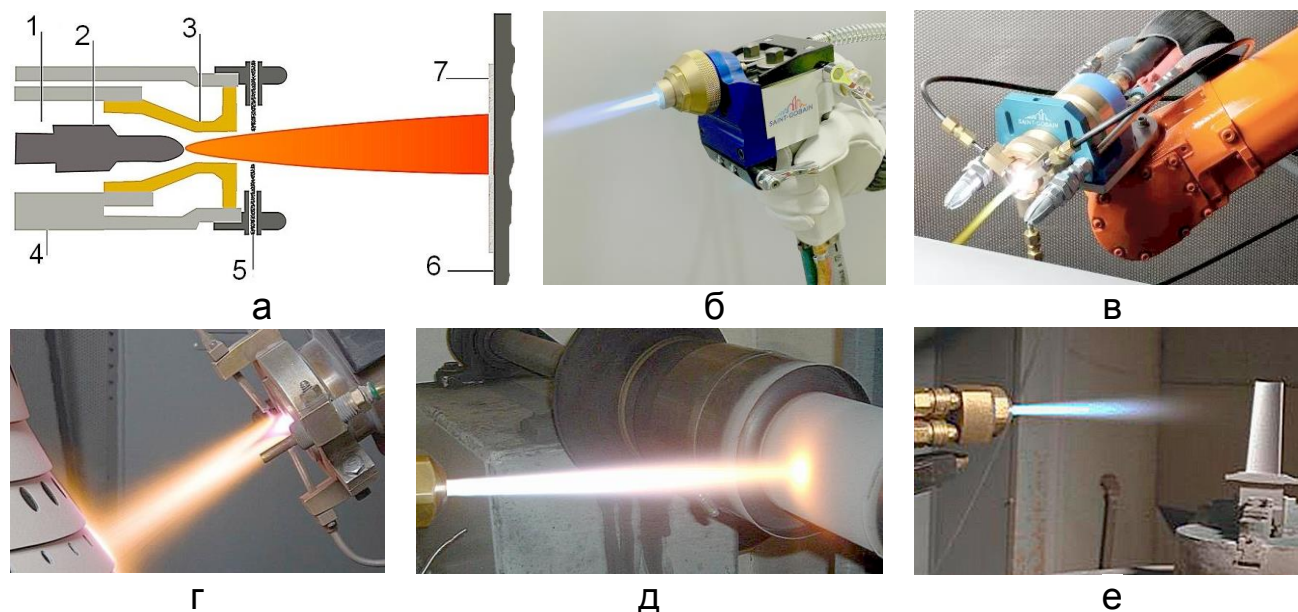


Рис. 11.2. Плазмове напилення: а – схема процесу; б – загальний вигляд ручного плазмового розпилювача; в – е – приклади нанесення покриттів; 1 – газ інертний; 2 – катод; 3 – анод; 4 – корпус; 5 – живильник порошку; 6 – деталь; 7 – покриття

До переваг плазмового методу розпилення належать також гнучкість (рис. 11.2, г – е), можливість регулювання фізико-механічних властивостей одержуваного покриття. Універсальність технології дає змогу напилювати практично будь-які матеріали і їх поєднання, у тому числі одержувати багатошарові композиційні покриття на деталях шасі та двигунів.

До комплексу обладнання для плазмового напилення входять плазмотрон, джерело живлення дуги, електросилова апаратура, системи охолодження плазмотрона та подачі порошку. Тому обладнання для плазмового напилення покриттів є складнішими та дорожчими, ніж для газополум'яного.

11.3. Високошвидкісне напилення функціональних покриттів

Високошвидкісне напилення функціональних покриттів – це одна з сучасних технологій газотермічного напилення, при якій порошковий матеріал наноситься на поверхню металевої деталі із надзвуковою швидкістю.

11.3.1. Високошвидкісне напилення з киснем та паливом

Американська компанія UniqueCoat Technologies запатентувала метод та серійно виробляє обладнання для високошвидкісного газополум'яного напилення функціональних покриттів на деталях шасі та двигунів.

Для технології високошвидкісного напилення з киснем та паливом використовують надзвуковий струмінь 6, який формується пальником з камерою прискорення у вигляді сопла Лавалю при спаленні газового палива (ацетилену, пропану, метил-ацетилену) 3 у суміші з киснем 1 при тиску 0,8...1,2 МПа та температурі горіння до 3100 °С (рис. 11.3, а).

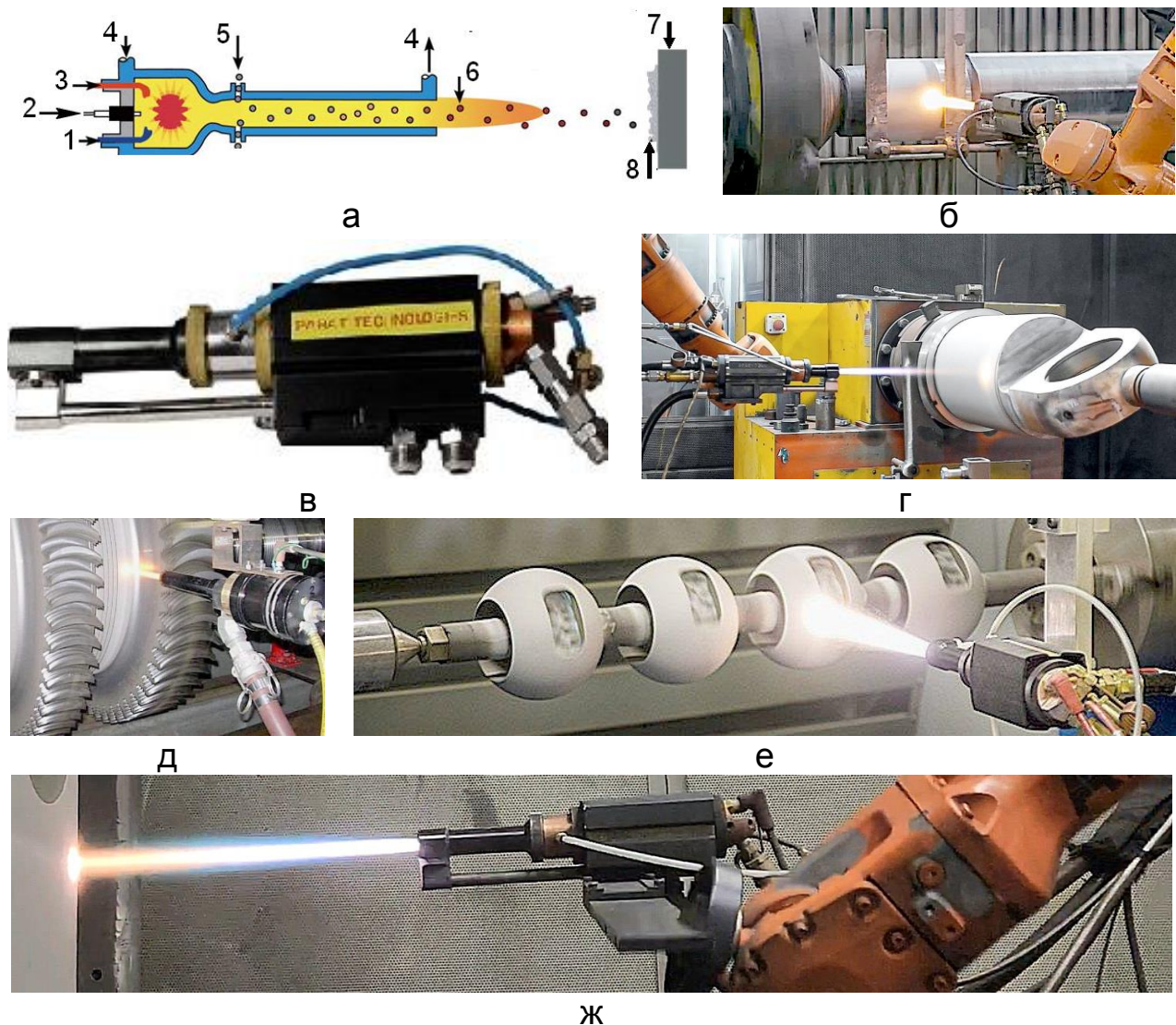


Рис. 11.3. Високошвидкісне напilenня з киснем та паливом: а – схема процесу; б – загальний вигляд зони напilenня та в – розпилювача; г – ж – приклади роботизованого напilenня покриттів; 1 – кисень; 2 – свічка запалювання; 3 – паливо газове; 4 – вода проточна; 5 – живильник порошку; 6 – струмінь газовий; 7 – деталь; 8 – покриття функціональне

Через високу швидкість потоку газу і розплавленого металу присутня значна віддача, що практично повністю виключає можливість ручного нанесення покриттів. Для отримання шару рівномірної товщини при нанесенні покриття високошвидкісним методом з киснем та паливом використовують пристрій спеціальної конструкції (рис. 11.3, в) та роботи антропоморфного компонування німецької компанії KUKA (рис. 11.3, б, г – ж).

Покриття характеризуються високою щільністю і низьким рівнем залишкових напружень розтягу у напilenому шарі, що дає змогу отримувати багатшарові функціональні покриття товщиною до 5 мм. Для забезпечення високої щільності дисперсність порошку має бути меншою 0,045 мм.

Технологія високошвидкісного напilenня з киснем та паливом є особливо ефективною для відновлення деталей шасі та реактивних двигунів з високим аероабразивним і тепловим кавітаційним зношуванням поверхні.

11.3.2. Високошвидкісне напilenня з повітрям і паливом

У технології високошвидкісного напilenня з повітрям і паливом замість кисню газом є повітря. Ця принципова відмінність значно знижує окиснення порошкового матеріалу функціонального покриття та дає змогу замінити водяне охолодження корпусу обладнання на повітряне. Промислове обладнання для реалізації цього методу високошвидкісного напilenня виробляє американська компанія Kermetico.

На рис. 11.4, а показано принципову схему процесу високошвидкісного напilenня функціонального покриття з повітрям і паливом.

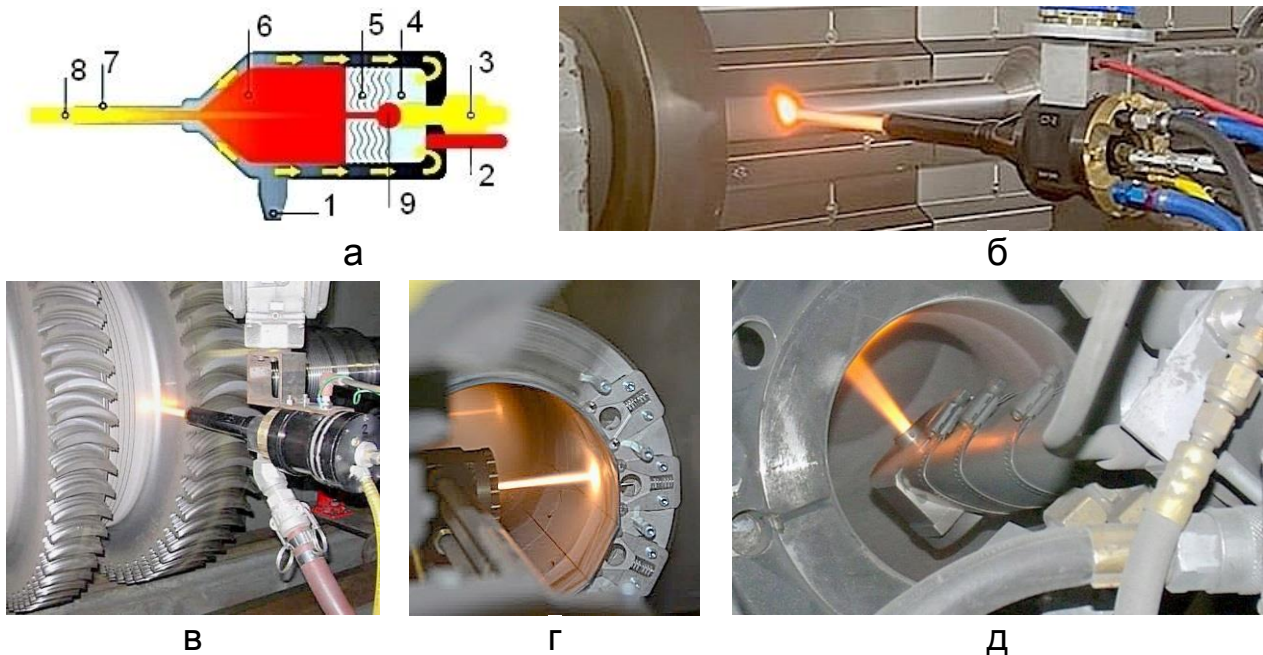


Рис. 11.4. Високошвидкісне напilenня з повітрям і паливом: а – схема процесу; б, в – приклади роботизованого нанесення покриттів на зовнішні та г, д – внутрішні поверхні деталей; 1 – повітря стиснене; 2 – паливо газове; 3 – порошок покриття; 4 – камера змішування; 5 – фільєра керамічна; 6 – камера згоряння; 7 – сопло Лавалє; 8 – струмінь полум'я з порошком; 9 – свічка запалювання

Стиснене повітря (пропан, пропілен або природний газ) 1, газове паливо 2 і порошок покриття 3 надходять у камеру змішування 4. Витрата паливного газу становить 120...190 л/хв.

Суміш стисненого повітря 1 та паливного газу 2 надходить у камеру згоряння 6 через отвори каталітичної керамічної фільєри 5. Початкове займання суміші від свічки запалювання 9 приводить до нагрівання каталітичної керамічної фільєри 5 вище температури самозаймання суміші, а потім гаряча фільєра безперервно підпалює суміш стисненого повітря та паливного газу.

Стиснене повітря охолоджує камеру та сопловий вузол. Потім частина попередньо нагрітого повітря змішується з паливом і спалюється.

Струмінь 8 полум'я з порошком прискорюється до надзвукового стану через сопло Лавалє 7. Температура згоряння надзвукового струменя повіт-

ряно-паливної суміші приблизно на 1000°C нижче порівняно з киснево-паливним згорянням. Зменшений приблизно у п'ять разів вміст кисню в газоподібних продуктах згоряння суміші запобігає окисненню металів, розкладанню карбідів та їх розчиненню в металевій зв'язці порошку, що напилюється. Порошки – високоміцні та зносостійкі карбіди вольфраму та хрому WC-86Co-10Cr-4, метали та нержавіючі сталі типу AISI 304 (вітчизняний аналог – нікель-титановий сплав марки ПН55Т45).

Технологія широко застосовується для створення твердосплавних покриттів як екологічно чистіша і гнучкіша заміна гальванічних методів захисту від корозії та зношення деталей авіаційної техніки, створення термобар'єрних покриттів деталей газотурбінних авіаційних двигунів.

Контрольні запитання

1. Як поділяють функціональні покриття на поверхнях деталей шасі літака за призначенням?
2. Назвіть технологічні методи напилення спеціальних антифрикційних покриттів деталей та вузлів шасі літака з титанових сплавів.
3. Укажіть переваги та недоліки газотермічного методу напилення функціональних покриттів деталей шасі літака.
4. Що є джерелом енергії при плазмовому напиленні функціональних покриттів деталей шасі літака?
5. Яку форму мають анод та катод у плазмовому розпилювачі функціональних покриттів деталей шасі літака?
6. Що входить до комплексу обладнання для плазмового напилення функціональних покриттів деталей шасі літака?
7. Як створюється надзвуковий струмінь для технології високошвидкісного напилення покриття з киснем і паливом деталей шасі літака?
8. Назвіть конструктивну особливість пристрою для високошвидкісного напилення покриття з повітрям і паливом деталей шасі літака.
9. Порівняйте швидкості газового струменя із порошком при газотермічному, плазмовому та високошвидкісному технологічних методах напилення функціональних покриттів деталей шасі літака.

БІБЛІОГРАФІЧНИЙ СПИСОК

ДСТУ 2233–93. Інструменти різальні. Терміни та визначення. – Введ. 01.07.94. – Київ : Держстандарт України, 1994. – 43 с.

ДСТУ 2249–93. Оброблення різанням. Терміни, визначення та позначення. – Введ. 01.01.95. – Київ : Держстандарт України, 1994. – 63 с.

ДСТУ 2298–93. Верстати металорізальні. Терміни та визначення. – Введ. 01.01.95. – Київ : Держстандарт України, 1994. – 32 с.

Методи поверхневого зміцнення у процесі виготовлення деталей машин : навч. посіб. / А. Г.Фесенко та ін. – Дніпропетровськ : РВВ ДНУ, 2015. – 104 с.

Рябков, В. І. Проектування шасі літаків : підручник / В. І. Рябков, Л. В.Капітанова, В. А. Тіт. – Харків : Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харків. авіац. ін-т», 2023. – 360 с.

Скуратовський, А. К. Підшипники ковзання : навч. посіб. / А. К. Скуратовський. – Київ : КПІ ім. Ігоря Сікорського, 2019. – 38 с.

Сучасні методи координатних вимірювань в авіа- та ракетобудуванні : навч. посіб. / Ю. В. Д'яченко, К. В. Майорова, І. О. Воронько та ін. – Харків : Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харків. авіац. ін-т», 2019. – 96 с.

Технологія, устаткування і оснащення для виготовлення деталей літальних апаратів з видаленням припуску : підручник / Ю. В. Д'яченко, В. Т. Сікульський, І. О. Воронько, О. К. Горлов, К. В. Майорова, С. Ю. Миронова, О. В. Шипуль. – Харків : Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харків. авіац. ін-т», 2024. – 177 с.

Чумак, М. Г. Матеріали та технологія машинобудування : підручник / М. Г. Чумак. – Київ : Либідь, 2012. – 368 с.

Campbell, F. C. Manufacturing Technology for Aerospace Structural Materials / F. C. Campbell. – 1st ed. // Elsevier Ltd., Printed in Great Britain. – 2016. – 600 p.

Fundamentals of CNC Machining. Desk Copy. A Practical Guide for Beginners / Autodesk, Inc., printed in USA. – 2014. – 256 p.

Groover, Mikell P. Fundamentals of modern manufacturing: materials, processes and systems / P. Mikell Groover. – 4th ed. // John Wiley & Sons, Inc., printed in USA. – 2010. – 1014 p.

Hoffman, Edward G. Jig and Fixture Design / Edward G. Hoffman. – 5th ed. // Delmar, Cengage Learning, printed in USA. – 2004. – 369 p.

Joshi, P.H. Jigs and Fixtures Design Manual / P.H. Joshi. – 2nd ed. // McGraw-Hill Companies, Inc., printed in USA. – 2013. – 237 p.

ЗМІСТ

ВСТУП.....	3
1. ТИПОВА КОНСТРУКЦІЯ ШАСІ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ.....	4
1.1. Конструктивні особливості шасі літаків	5
1.2. Конструкція шасі середньомагістрального пасажирського літака	7
1.3. Конструкція двоколійної основної опори шасі літака	9
1.4. Конструкція чотириколійного двовісного візка основної опори шасі	13
1.5. Конструкція передньої опори шасі пасажирського літака	14
1.6. Конструкція рульового механізму стояка передньої опори шасі.....	17
2. ТЕХНОЛОГІЧНІ ОСОБЛИВОСТІ ОБРОБЛЕННЯ ЗАГОТОВОК ДЕТАЛЕЙ ШАСІ	20
2.1. Слюсарне оброблення корпусних заготовок шасі літака	24
3. ТЕХНОЛОГІЯ СВЕРДЛІННЯ ГЛИБОКИХ ОТВОРІВ У ЗАГОТОВКАХ ДЕТАЛЕЙ ШАСІ ЛІТАКА	26
4. БАГАТОВЕРСТАТНА ОБРОБКА ЗАГОТОВОК ШАСІ ЛІТАКА	29
5. ШЛІФУВАННЯ ЗАГОТОВОК ДЕТАЛЕЙ ШАСІ ЛІТАКА.....	35
6. ОДНОВЕРСТАТНА БАГАТООПЕРАЦІЙНА ОБРОБКА ВЕЛИКОГАБАРИТНИХ ЗАГОТОВОК ДЕТАЛЕЙ ШАСІ	39
6.1. Одноверстатна багатоопераційна обробка заготовок дрібних деталей шасі літака	43
7. КОНТРОЛЬ ВИГОТОВЛЕННЯ ВЕЛИКОГАБАРИТНИХ ДЕТАЛЕЙ ШАСІ	47
8. МОНТАЖ СФЕРИЧНИХ ПІДШИПНИКІВ КОВЗАННЯ У ДЕТАЛЯХ ШАСІ	51
8.1. Монтаж сферичних підшипників ковзання з V-подібним пазом	52
8.2. Роликове розкочування підшипників з V-подібним пазом	55
8.3. Випресовування сферичних підшипників з V-подібним пазом	57
9. ТЕХНОЛОГІЯ ЗМІЦНЮВАЛЬНОГО ОБРОБЛЕННЯ ДЕТАЛЕЙ ШАСІ	60
9.1. Ударні методи поверхневого зміцнювання деталей шасі літака	61
9.2. Технологічні особливості віброзміцнювання деталей шасі.....	63
9.3. Струминно-пневматичний метод зміцнювання деталей шасі.....	65
9.4. Ручні пристрої для місцевого ударного зміцнення деталей шасі.....	66
9.4.1. Пневматичні пристрої для місцевого ударного зміцнення	67
9.4.2. Ротаційний пристрій для місцевого ударного зміцнення	68
9.4.3. Ультразвуковий пристрій для дробоструминного оброблення.....	70

9.4.4. Ультразвуковий пристрій для оброблення зварних швів	71
9.5. Статичні методи поверхневого зміцнювання деталей шасі.....	73
9.5.1. Обкочування і розкочування поверхонь деталей шасі.....	73
9.5.2. Калібрування отворів у деталях шасі.....	75
10. ТЕХНОЛОГІЯ НАНЕСЕННЯ ГАЛЬВАНІЧНИХ ПОКРИТТІВ НА ДЕТАЛІ ШАСІ ЛІТАКА	78
10.1. Основні параметри гальванічного процесу.....	78
10.2. Технологія хромування деталей шасі літака	79
10.3. Технологія кадмування деталей шасі літака.....	80
11. НАПИЛЕННЯ ФУНКЦІОНАЛЬНИХ ПОКРИТТІВ НА ДЕТАЛІ ШАСІ	82
11.1. Газотермічне напilenня функціональних покриттів	82
11.2. Плазмове напilenня функціональних покриттів	83
11.3. Високошвидкісне напilenня функціональних покриттів	84
11.3.1. Високошвидкісне напilenня з киснем і паливом	84
11.3.2. Високошвидкісне напilenня з повітрям і паливом.....	86
БІБЛІОГРАФІЧНИЙ СПИСОК.....	88

Навчальне видання

Д'яченко Юрій Веніамінович

**КОНСТРУКЦІЯ ТА ТЕХНОЛОГІЯ ВИГОТОВЛЕННЯ
ШАСІ ЛІТАКА**

Редактор Н. М. Сікульська

Зв. план, 2025

Підписано до видання 20.03.2025

Ум. друк. арк. 5,1. Обл.-вид. арк. 5,69. Електронний ресурс

Видавець і виготовлювач
Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»
61070, Харків-70, вул. Чкалова, 17
<http://www.khai.edu>

Свідоцтво про внесення суб'єкта видавничої справи
до Державного реєстру видавців, виготовлювачів і розповсюджувачів
видавничої продукції сер. ДК № 391 від 30.03.2001