

Український науково-дослідний інститут авіаційної технології

На правах рукопису

УДК 621.73:629.73.002.2

Сухов Віталій Вікторович

**Наукові основи
формування конструктивно-технологічного
вигляду деталей заготівельно-штампувального
виробництва в авіабудуванні**

Спеціальність 05.07.04 — "Технологія виробництва
літальних апаратів"

Автореферат
дисертації на здобуття наукового ступеня
доктора технічних наук
за монографією



Київ-1997

629.7

ЛННБ України ім.В.Стефаника



00738171 (R)

Дисертацією є монографія
"Оптимізація конструктивно-
заготівельно-штампувального
К.: Техніка, 1997.—161 с.

Роботу виконано в Українському науково-дослідному інсти-
туті авіаційної технології (УкрНДІАТ) та Авіаційному
науково-технологічному комплексі ім. О.К. Антонова

Офіційні опоненти: — академік Академії інженерних наук
України, доктор технічних наук,
професор Борисевич В.К.

— академік Академії інженерних наук
України, доктор технічних наук,
професор Мовшович О.Я.

— доктор технічних наук
В.В. Косарчук

Провідна організація — Український науково-дослідний
інститут технології машинобуду-
вання

Захист відбудеться " 1 " 07 1997 р. о 15 годині на
засіданні спеціалізованої вченої ради Д 01.16.01 при Українському
науково-дослідному інституті авіаційної технології за адресою:
254080, Київ—80, вул. Фрунзе 19—21.

З дисертацією можна ознайомитись у бібліотеці УкрНДІАТ
Автореферат розіслано " 30 " 05 1997 р.

Вчений секретар
спеціалізованої вченої ради,
доктор технічних наук

В.А. Тітов

Актуальність проблеми. Перспектива розвитку авіаційної промисловості України передбачає створення нового покоління літальних апаратів (ЛА), які за ресурсними та планово-енергетичними показниками відповідатимуть кращім світовим аналогам. Забезпечення високих експлуатаційних характеристик ЛА нерозривно пов'язано з застосуванням в конструкціях планера, систем і двигунів нових конструктивно-технологічних рішень (КТР). Наприклад, застосування в конструкції монолітних панелей та полімерних композиційних матеріалів (КМ) дозволяє знизити масу літака відповідно на 0,6—0,8 і 15—20%, а використання титанового трубопроводу з уніфікованих елементів замість штамп-зварного підвищує ресурс системи в 40—50 разів.

В цьому випадку технологічний фактор є визначальним, а його вплив на ефективність КТР залежить від ступеню та глибини відпрацювання конструкції ЛА на технологічність. Конструкція технологічна, якщо при мінімальних витратах забезпечені основні літально-технічні характеристики ЛА.

Однією з умов забезпечення технологічності є широке використання принципів конструктивної і технологічної наступності, уніфікації, стандартизації, раціональне обмеження кількості марок і сортamentу матеріалів, які використовуються.

Сьогодні склалася певна система взаємодії конструкторів та технологів на основі державних та галузевих стандартів, керівних технологічних матеріалів. Але при розробці нового покоління ЛА як правило використовуються нові конструкційні матеріали та нетрадиційні конструктивні рішення. Забезпечення технологічності деталей, що виготовляються відповідно новим рішенням КТР діюча система не завжди гарантує, в зв'язку з чим запроваджуються додаткові експериментальні дослідження.

Враховуючи те, що експериментальні дослідження призводять до збільшення циклу підготовки виробництва на 15—20% і вимагають додаткових витрат (до 1—2% вартості на створення виробу), необхідна розробка науково-обґрунтованої системи підготовки виробництва нових виробів, яка б забезпечила мінімальні витрати на комплексне відпрацювання КТР.

Особливо дорого коштує відпрацювання конструкції і технології виготовлення номенклатури деталей, які визначають ресурсні та аеродинамічні параметри ЛА, що створюються. В цих умовах збільшується роль розрахунків при оптимізації конструкції та виборі ефективних технологічних процесів її виготовлення.

Одним із актуальних напрямків рішення даної проблеми стосовно загально-штампувального виробництва (ЗШВ) є розробка системи формування конструктивно-технологічного вигляду деталей з нових конструкційних матеріалів та нетрадиційних конструктивних рішень на основі сучасних методів опису зовнішніх обводів ЛА, аналізу напружено-деформованого стану та ресурсних показників деталей, методів якісної та кількісної оцінки технологічності.

В основу аналізу ЗШВ покладені праці Абібова Л.А., Алексєєва Ю.М., Беляніна П.М., Бойцова В.В., Борисевича В.К., Брондза Л.Д., Горбунова М.М., Громовой А.М., Ісаченкова Є.І., Кононенко В.Г., Попова Є.А., Рвачова В.Л., та інших вчених, а також результати подальшого розвитку їх ідей в роботах Бичкова С.А., Єршова В.І., Кривова Г.О., Курпи Л.В., Лімберга Е.А., Пряліна М.А., Сотнікова В.С., та ін.

В роботі висвітлені результати розробок, що виконані відповідно цільовим комплексним програмам МАП, науково-технічним програмам Міністерства машинобудування, ВПК та конверсії України ("Розвиток авіаційного комплексу України до 2000 року", "Технологія — 96").

В дисертації узагальнено більш ніж двадцятирічний досвід праці автора у галузі відпрацювання на технологічність деталей ЗШВ, розробки технологічних процесів, оснащення, обладнання та організації серійного виробництва широкої номенклатури деталей на підприємствах галузі.

Мета та задачі роботи. Мета — розробка наукових основ формування конструктивно-технологічного вигляду деталей ЗШВ, що забезпечить застосування в конструкції літака перспективних технологічних рішень та ефективне їх виготовлення за умов серійного виробництва.

В роботі поставлені та вирішені такі задачі:

проведено аналіз та встановлено особливості ЗШВ на сучасному етапі; визначено напрямки підвищення ефективності етапів технологічного проектування;

вироблено узагальнений підхід і розроблено метод кількісної оцінки ефективності КТР;

розроблено метод обліку ресурсу деталей на стадії проектування та за умов вибору технологій їх виготовлення;

запроваджено систему обліку геометричних параметрів обводоутворюючих деталей за умов відпрацювання їх на технологічність;

запропоновано принцип класифікації деталей який ґрунтується на обліку різноманітності конструктивно-технологічних ознак та дозволяє забезпечити ефективну організацію взаємодії конструкторів та технологів;

розроблено єдиний підхід щодо дослідження технологічних параметрів типової номенклатури деталей ЗШВ;

проведено дослідження та розроблено нові засоби формоутворення, прогресивне обладнання та оснащення для виготовлення різноманітної номенклатури деталей;

проведено ресурсні та міцнісні випробування деталей (панелі, лонжерони, елементи трубопроводу та ін.), окремих вузлів та систем, які визначають аеродинамічні та ресурсні показники ЛА.

Методи дослідження Дослідження виконані з використанням методу лінійного програмування та симплекс-методу, сучасних методів опису зовнішніх обводів ЛА, аналізу ресурсних показників деталей та конструкції, рівнянь механіки суцільних середовищ, теорії тонких пластин та оболонок, теорії пластичної течії металів, структурно-варіаційного методу вирішення граничних задач.

Вирішення технологічних задач реалізовано за допомогою створеної в Інституті проблем машинобудування НАН України автоматизованої системи програмування серії "ПОЛЕ".

Експериментальна частина досліджень проводилась на спеціально створених стендах з застосуванням сучасних контрольно-вимірювальних систем.

Достовірність результатів роботи. Обґрунтованість та достовірність наукових положень, висновків та рекомендацій підтверджується застосуванням сучасного математичного апарату для вирішення аналогічних задач та засобів для експериментальних досліджень, використанням результатів роботи в конструкціях 12 моделей літаків.

Наукова новизна. Розроблено наукові принципи формування конструктивно-технологічного вигляду деталей ЗШВ, які базуються на аналітичних методах дослідження ефективності конструктивних і технологічних рішень на стадії проектування та дослідного виробництва.

Встановлено особливості сучасного етапу розвитку ЗШВ, які підтверджують суттєвий вплив цього виробництва на конструктивно-технологічну характеристику виробу, що створюється, та ефективність його серійного виробництва.

Запропоновано методологію узагальненого аналізу та кількісної оцінки ефективності КТР з урахуванням впливу технологічного успадкування на умови, які забезпечують наданий ресурс деталі в конструкції виробу.

Запропоновано систему обліку геометричних параметрів обводоутворюючих деталей, що дозволяє на стадії проектування нового виробу визначити основні особливості майбутньої деталі (характер поверхні, довжина та кривина зони перегину, наявність малки та її величина та ін.), наприклад їх удосконалення та практичної реалізації.

Проведено системний аналіз та розроблено принцип класифікації деталей ЗШВ, який дозволяє збільшити ефективність взаємодії конструкторів та технологів на етапі проектування.

Розроблені та експериментально підтверджені основні положення методу аналізу процесів деформування вихідних заготовок на базі структурно-варіаційних концепцій та теорії *R*-функцій.

Розроблено засоби формоутворення заготовок (обтиску і роздачі трубчастих заготовок, гнуття та штампування) та на їх основі прогресивні технологічні процеси і обладнання для автоматичного калібрування кінцевих перерізів, формоутворення з трубчастих заготовок наконечників, перехідників, трійників, гнуття монолітних панелей та газовибухового штампування деталей типу коробок, обтічників каркасів.

Практична цінність. Результати проведених досліджень були використані:

при розробці принципово нових КТР (великогабаритних монолітних панелей складної форми крила і фюзеляжу, уніфікованих елементів трубопроводу, лонжеронів, обшивок з B95П4Т, Al-Li матеріалів, вузлів тертяковзання та ін.);

створенні нового покоління технологічного оснащення та обладнання для формоутворення наконечників, переходників, патрубків та трійників, калібрування кінцевих перерізів деталей під автоматичне зварювання, гнуття монолітних панелей, а також обладнання для штампування газовибуховим методом деталей типу обтічників, каркасів, коробок та ін;

при розробці нормативно-технічної документації для конструкторів та технологів дослідних і серійних заводів (РТМ-82, РТМ-87, ТИ 36-17-85, ТР 1.41699-86, ТР 1.4.1762-87, РТМ 1.4.1999-90, ММ 1.4.1974-93, ММ 1.4.1979-94, ММ 1.4.1980-94, ДСТУ ВЗ453-96).

Реалізація результатів роботи. Результати роботи впроваджені на Київському державному авіаційному заводі, Авіаційному науково-технічному комплексі ім.О.К.Антонова, Харківському державному авіаційному підприємстві, Закарпатському гелікоптерному об'єднанні, а також на авіаційних заводах країн СНД, Польщі і Чехії при проектуванні та виробництві літаків (Ан-26, Ан-32, Ан-38, Ан-28, Ан-72, Ан-74, Ан-124, Ан-225, Ан-70, Ан-140, Як-42, L-610).

Реалізація розроблених рішень на підприємствах галузі забезпечує скорочення витрат на підготовку виробництва на 20—30% і підвищення коефіцієнта використання матеріалу до 0,7—0,85; підвищення якості та точності виготовлення деталей за рахунок вибору ефективних технологічних процесів їх формоутворення.

Апробація роботи. Загальні положення та результати роботи доповідались і обговорювались на галузевих і науково-технічних конференціях НІАТ, Москва (1976, 1978, 1981, 1986 рр.); VIII Всесоюзній конференції "Зварювання, різання та обробка матеріалів вибухом", Мінськ (1990 р.); Всесоюзній науково-технічній конференції "Використання імпульсних джерел енергії в промисловості", Харків (1985 р.); Всесоюзному семінарі "Життя і комп'ютер" (1991 р.); XIIIth international colloquium on dynamics of explosions and reactive systems, Японія (1991 р.); Українській науково-технічній конференції "Економіка і кадри України", Харків (1994 р.); Міжнародних конференціях "Оснащення—94", "Оснащення—96", Київ (1994, 1996 р.).

Результати роботи були відзначені Державною премією України в галузі науки і техніки за 1993 рік.

Публікації. Основні положення дисертації опубліковані у трьох монографіях, 35 друкованих виданнях, 80 авторських свідоцтвах, 10 нормативно-технічних документах, 14 звітах НДР.

Структура та обсяг роботи. Дисертацію підготовлено за монографією "Оптимізація конструктивно-технологічного вигляду деталей заготівельно-штампувального виробництва в авіабудуванні.—К.: Техніка, 1997.—161 с., яка складається з 4-х глав, передмови, заключення, та списку літератури (140 найменувань)

Особистий внесок дисертанта. Методи та засоби реалізації узагальненого підходу до аналізу ефективності нових КТР на базі сучасних методів опису зовнішніх обводів ЛА, обліку ресурсу, досліджень напружено-деформованого стану та кількісної оцінки технологічності належить особисто авторові.

Теоретичні та експериментальні дослідження виконані спільно зі спеціалістами та вченими Українського науково-дослідного інституту авіаційної технології, Авіаційного науково-технічного комплексу ім. О.К. Антонова, Київського державного авіаційного заводу, Харківського авіаційного інституту, Інституту проблем машинобудування НАН України та Інституту газу НАН України, прізвища яких наведені у переліку публікацій.

На захист виносяться узагальнені результати науково-дослідних робіт, які виконані автором або під його безпосереднім керівництвом, відображені в опублікованих наукових працях дисертанта, керівних технічних матеріалах і є в сукупності основами формування конструктивно-технологічного вигляду деталей в авіабудуванні:

методологія узагальненого аналізу та кількісна оцінка ефективності КТР; принцип класифікації деталей ЗШВ;

методи аналізу геометричних та технологічних характеристик деталей і процесів, що створюються;

прогресивні технологічні процеси та обладнання, яке забезпечує стабільну якість деталей, що виготовляються;

нормативно-технічна документація щодо відпрацювання на технологічність та розробка конкретних процесів ЗШВ.

ОСНОВНИЙ ЗМІСТ РОБОТИ

В *передмові* викладено роль технологічного фактору в забезпеченні високих експлуатаційних параметрів ЛА, що створюються, описано систему взаємодії конструкторів і технологів, що склалася

В *першій главі* розглянуті особливості ЗШВ та напрямки підвищення його ефективності.

ЗШВ, поряд з іншими видами виробництв, визначає конструктивно-технологічний вигляд нового виробу за такими критеріями:

методами ЗШВ виготовляють до 40000 найменувань деталей планера, у тому числі таких, що визначають ресурсні і аеродинамічні характеристики ЛА (обшивки, панелі, шпангоути, стрінгери, лонжерони та елементи трубопроводних систем);

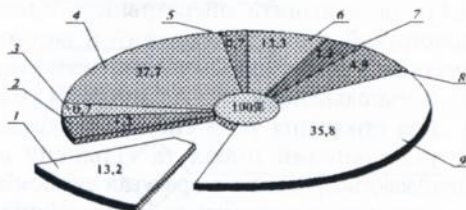
трудомісткість виготовлення деталей складає 9,5—13,2% від загальної трудомісткості виготовлення планера (мал. 1);

з загальної кількості реалізованих останніми роками нових КТР в конструкціях літаків частина ЗШВ складає приблизно 14—18, збирального виробництва 12—15, механооброблюючого 18—22%;

для підтвердження ефективності обраних КТР зразки найбільш відповідальних вузлів та деталей піддають ресурсним і міцнісним випробуванням на спеціальних стендах.

В цілому сучасне ЗШВ досягло достатньо високого рівня.

За цих умов подальше збільшення ефективності ЗШВ можливе тільки за рахунок розробки нових засобів формоутворення, які дозволяють шляхом



Мал. 1. Розподіл трудомісткості при виготовленні планера літака важкого класу за видами виробництва:

1 - ЗШВ; 2 - лиття; 3 - гаряче штампування; 4 - механообробка та механоскладання; 5 - спосарто-зварювальне; 6 - виробництво деталей з КМ; 7 - термообробка; 8 - гальванічна обробка; 9 - агрегатне та остаточне складання.

розширення технологічних можливостей одержувати принципово нові технічні рішення.

розробки і створення нового виробу ефективність прийнятих рішень визначається шляхом порівняння з аналогічними КТР, які відрізняються трудомісткістю, матеріаломісткістю, енергомісткістю технологічних процесів та ін.

Особливе значення у забезпеченні високої технологічності мають роботи на стадіях проектування, коли визначаються принципова і конструктивна схеми виробу, що мають суттєвий вплив на його технологічні характеристики.

Тому при відпрацюванні на технологічність деталей, що виходять на зовнішні обводи ЛА (обшивки, панелі та ін.), виникає необхідність прогнозування значень деяких параметрів КТР, таких як зони згину, поперечні та повздовжні перерізи силового набору та ін.

Пропонується на основі сформованого на цих стадіях математичного опису геометрії літака визначати геометричні параметри характерних зон його поверхні (наприклад, зони згину крила), та далі провести аналіз геометрії цих зон на технологічність.

Таке рішення дозволяє в процесі формування аеродинамічного вигляду літака враховувати побажання технологів щодо формування характерних зон.

Як критерій технологічності на цій стадії може бути використане співвідношення між висотою стінки в зоні згину H та радіусом згину R (H/R),
Для матеріалу Д16АТ — $H/R \leq 0,02$; для матеріалу В95 — $H/R \leq 0,01$.

Як правило для літаків вантажністю 50-60 т $H \approx 30...40$ мм, більше 60 т — $H \approx 50...65$ мм.

Підвищення ефективності етапу ескізного проектування можливе за рахунок створення аналітичної системи оптимізації КТР в автоматизованому циклі проектно-конструкторських робіт ОКБ, яка дозволяє моделюванням перетворення вихідної заготовки деталі до необхідної форми провести комплексну оцінку напружно-деформованого стану матеріалу заготовки з урахуванням технологічної спадковості.

Створення такої системи, особливо для деталей з нових матеріалів та нетрадиційних конструктивних рішень, зменшити обсяг експериментальних робіт та збільшити оперативність прийняття оптимальних рішень щодо конструкції деталі та технології її виготовлення. Ця система може застосовуватися і наступними етапами технологічного проектування.

В узагальненому вигляді алгоритм реалізації системи наведено на мал. 2.

Для створення такої системи необхідно розробити:

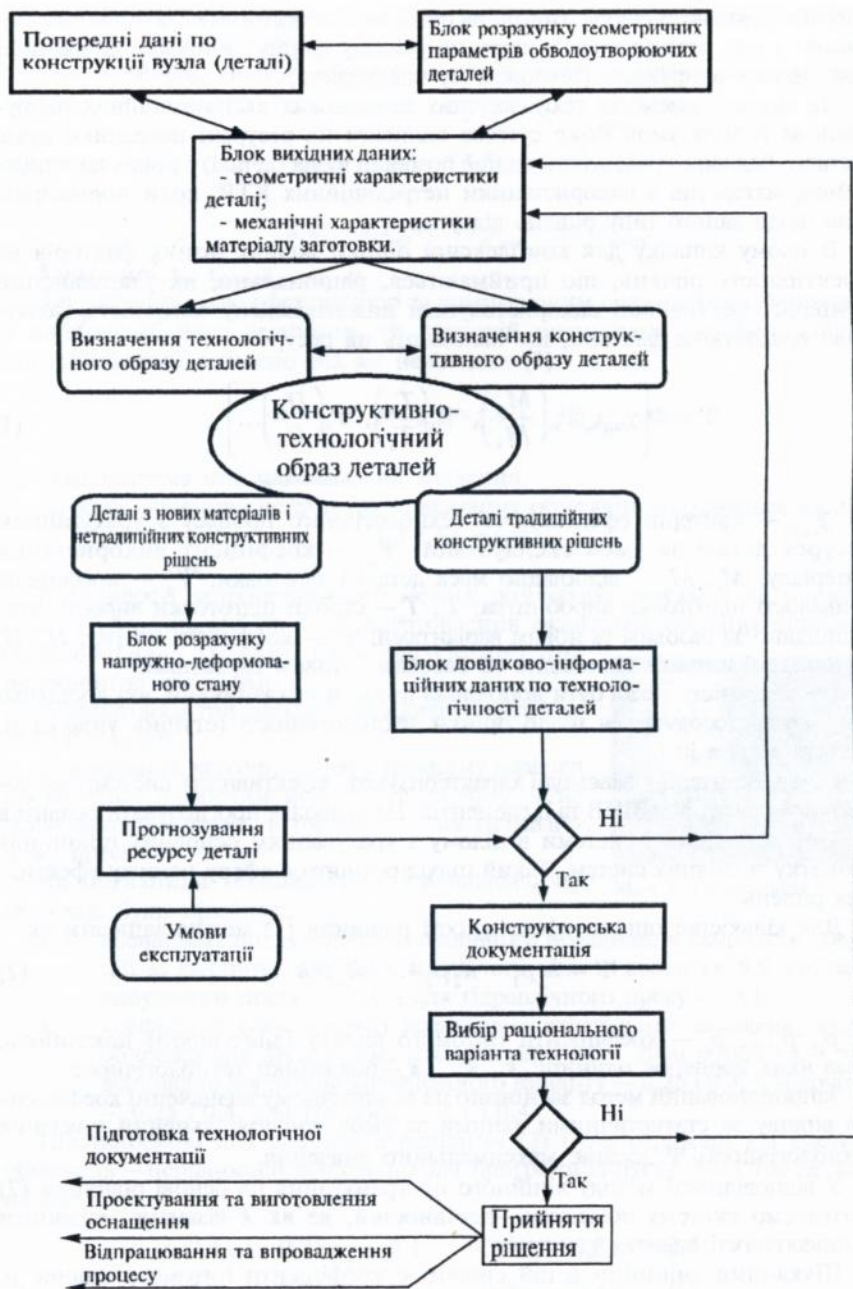
узагальнений підхід та кількісну оцінку ефективності рішень, які приймаються, який би врахував економічні і ресурсні показники;

методику розрахунку та технологічного аналізу геометричних параметрів деталей;

метод обліку ресурсу на стадії проектування деталей і вибору технологій їх виготовлення;

єдиний підхід до аналізу технологічних параметрів.

Наявана система оцінки ефективності КТР базується в основному на порівнянні аналогічних варіантів за загальноприйнятими показниками техно-



Мал. 2. Алгоритм оптимізації вибору параметрів деталей та технології їх виготовлення.

логічності, які по суті зорієнтовані на певні методи виготовлення вузла (деталі). Кожен з цих методів в свою чергу по-різному формує в готовій деталі поле залишкових напружень (технологічну спадковість).

Як відомо, взаємодія технологічних залишкових експлуатаційних напружень за певних умов може суттєво впливати на ресурсні показники вузла (деталі). Важливо враховувати це при розробці вузла (деталі) з нових конструкційних матеріалів з використанням нетрадиційних КТР, коли нормативна база щодо даного типу рішень відсутня.

В цьому випадку для комплексної оцінки впливу різних факторів на ефективність рішень, що приймаються, раціонально, як узагальнений критерій ефективності використовувати нижченаведену залежність, додатково враховуючи фактори, що впливають на ресурс.

$$\Psi = \Phi \left[\chi_{\text{э.т.}}, \Psi_{\text{м}} \left(\frac{M_{\text{д}}}{M_3} \right), \Psi_{\text{п}} \left(\frac{T_{\text{п}}}{T_6} \right), \Psi_3 \left(\frac{\Pi_{\text{п}}}{\Pi_6} \right) \dots \right], \quad (1)$$

де $\chi_{\text{э.т.}}$ — критерій ефективності технологічного процесу з урахуванням ресурсу деталі за умов експлуатації; $\Psi_{\text{м}}$ — коефіцієнт використання матеріалу; $M_{\text{д}}$, M_3 — відповідно маса деталі і заготовки; $\Psi_{\text{п}}$ — коефіцієнт тривалості підготовки виробництва; T_6 , $T_{\text{п}}$ — строки підготовки виробництва відповідно за базовим та новим варіантами; Ψ_3 — коефіцієнт витрат; Π_6 , $\Pi_{\text{п}}$ — наведені витрати відповідно за базовим і новим варіантами.

Ця залежність може бути доповнена іншими показниками, які достатньо широко застосовуються щодо оцінки технологічності (ступінь уніфікації, наступності та ін.).

Обрані критерії у взаємодії характеризують ефективність системи технологічної підготовки ЗШВ та її елементів. Це дозволяє прогнозувати розвиток елементів системи і системи в цілому з урахуванням основних принципів розвитку технічних систем. Такий підхід розширює сферу пошуку ефективних рішень.

Для кількісної оцінки ефективності рівняння (1) можна записати як

$$\Psi = k_1 p_1 + k_2 p_2 + \dots + k_n p_n, \quad (2)$$

де $p_1, p_2, \dots, p_n$ — коефіцієнти питомого впливу (значущості) показників, сума яких дорівнює одиниці; $k_1, k_2, \dots, k_n$ — показники технологічності.

Запропонований метод засновано на аналітичному визначенні коефіцієнтів впливу за статистичними даними за умов, що узагальнений показник технологічності Ψ досягає максимального значення.

У відповідності методу лінійного програмування на основі рівняння (2) побудуємо систему обмежень — нерівностей, де як k візьмемо показники технологічності наявних конструкцій

Шуканими змінними в цій системі є коефіцієнти питомого впливу p , котрі в даному випадку позначені як x .

При тому що сума цих коефіцієнтів дорівнює одиниці, як обмеження

кожної нерівності можна прийняти відповідне максимальне значення показника технологічності $k_{\max}$.

Таким чином, система обмежень—нерівностей набуває такого вигляду:

$$\begin{aligned} x_1 k_{11} + x_2 k_{12} + \dots + x_n k_{1n} &\leq k_{1\max}; \\ x_1 k_{21} + x_2 k_{22} + \dots + x_n k_{2n} &\leq k_{2\max}; \\ x_1 k_{m1} + x_2 k_{m2} + \dots + x_n k_{mn} &\leq k_{m\max}. \end{aligned} \quad (3)$$

Крім того, $x_1, x_2, \dots, x_n \geq 0$.

Так як за оцінкою ефективності за комплексним показником (1) виходять з найбільшої його величини, то критерій оптимізації системи набуває лінійної форми відносно тих же невідомих (3):

$$F = k_1 x_1 + k_2 x_2 + \dots + k_n x_n, \quad (4)$$

за яких система має максимальне значення.

Шукане рішення системи (3) за вказаних обмежень знаходиться на лінії $x_1 + x_2 + \dots + x_n = 1$.

Можливості запропонованого методу розрахунку показані на прикладі вибору ефективного процесу виготовлення окантовок стільникоподібних панелей (мал. 3), який було реалізовано при виробництві літака Ан-30.

Розглядалося три варіанти можливого виготовлення деталей.

Формування контуру деталі в першому варіанті провадиться падаючим молотом, в другому — на газовибуховому пресі, в третьому — на гідравлічному пресі.



Мал.3. Окантовки.

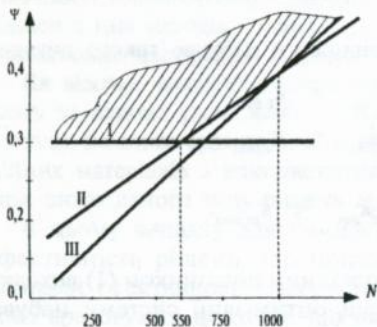
Як показники технологічності в наведеному прикладі були прийняті:

k_1 — коефіцієнт продуктивності основного обладнання (кількість операцій за хвилину), який для падаючого молота дорівнює 0,9 для газова вибухового пресу — 0,2 і для гідравлічного пресу — 0,15;

k_2 — коефіцієнт ефективності додаткових капітальних вкладень, який обирався для двох різних програм випуску — 2000 і 7000 од.— та відповідно дорівнював для першого варіанту — 0,25 і 0,3, для другого — 0,25 і 0,4, для третього — 0,1 і 0,4.

Підстановкою цих значень в рівняння (3) були отримані дві системи обмежень — нерівностей відповідно для програми випуску 200 і 700 деталей на рік:

$$\begin{aligned} 0,4x_1 + 0,25x_2 &\leq 0,4 & 0,4x_1 + 0,3x_2 &\leq 0,4 \\ 0,2x_1 + 0,25x_2 &\leq 0,25 & 0,2x_1 + 0,4x_2 &\leq 0,4 \\ 0,15x_1 + 0,1x_2 &\leq 0,5 & 0,15x_1 + 0,4x_2 &\leq 0,4 \end{aligned} \quad (5)$$



Мал.4. Залежність комплексного показника технологічності Ψ від річної програми для процесів формування N :
I - на падаючих молотках; II - на газодинамічних пресах;
III - на гідропресах.

1050 од. — оптимальним є процес газодинамічного штампування, а більше 1050 — статичний (на гідропресі).

Таким чином запропонований підхід дозволяє комплексно оцінити ефективність рішення, що приймається, та з розглянутого ряду процесів визначити оптимальний.

Одним з напрямків вирішення цієї задачі є розробка конструктивно-технологічного класифікатора деталей на базі багатокритеріальних образів, що дозволяє визначити можливі напрямки створення баз даних для поточної і перспективної взаємодії технологів і конструкторів.

В основу розробки класифікаторів було покладено образи деталей, які базуються на сукупності характерних елементів і поверхонь, що в цілому представляють по суті збірний образ деталі, або один із його варіантів.

Запропонований класифікатор (табл.1) дозволяє на базі врахування конструктивних та технологічних ознак сформувати в достатньо компактній формі багатоваріантність конструктивно-технологічного образу деталі та на цій основі в залежності від поставлених задач створити конкретний закодований образ деталі який є основою для більш ефективного використання автоматизованої системи проектування деталей та розробки технологічних процесів.

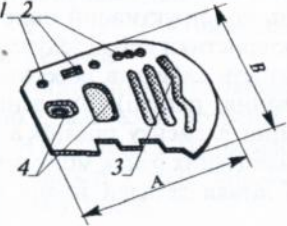
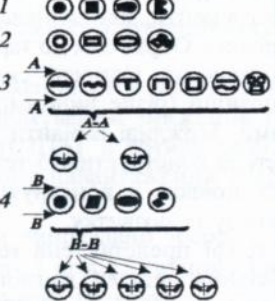
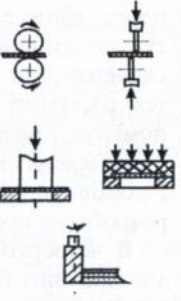
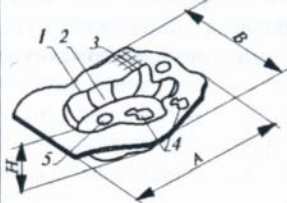
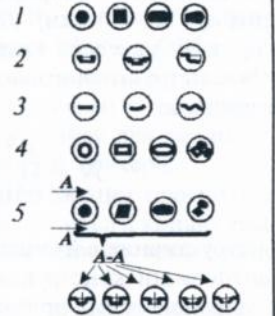
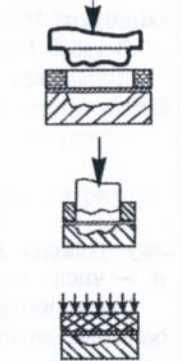
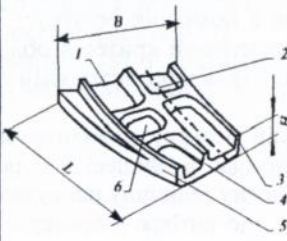
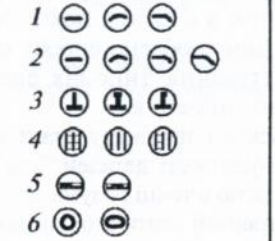
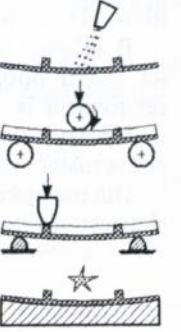
В першій графі класифікатора надана інформація про тип і клас деталі (клас деталі залежить від типу формування поверхні). Для формалізації опису клас може бути закодований у вигляді римських цифр, або в іншій прийнятій на підприємстві формі (наприклад, ЛІІ — деталі виготовлені з листа та ін.)

У другій графі наведено типовий, збірний образ деталі певного класу з виділенням характерних конструктивних елементів, що визначають службове призначення деталі, її технологічну складність (наприклад тип перерізу, наявне виштампування, рифти, октовки, вирізи та ін). Таким чином сукупність представлених елементів описує конструктивно-технологічні особливості деталі (КТОД). Ця інформація може складатися не тільки

Побудовою багаторівневих рішень на основі цих обмежень — нерівностей було визначено оптимальні коефіцієнти питомого впливу, підстановка яких в рівняння (2) відповідно для двох програм випуску та трьох варіантів техпроцесів дала змогу отримати значення комплексного показника технологічності Ψ , залежність якого від програми випуску наведена на мал 4.

Аналіз виявив перевагу (при річній програмі випуску деталей до 550 од.) процесу формування контуру на падаючих молотках. За річною програмою від 550 до

Класифікатор деталей

Тип деталей, клас	КТОД	ТОД	ТИ
Плоскі, листові деталі, I			
Коробки, обтічники, III			
Панелі, VIII			

технологом, але і конструктором з урахуванням наявних баз даних та перспектив удосконалення деталей, вузлів, агрегатів ЛА.

В третій графі подано технологічний опис типової деталі (ТОД), який представлено відповідними ескізами та блочно-модульними описом наявних чи можливих технологічних елементів—образів. До таких образів, насамперед, віднесені елементи, які визначають конструктивний опис деталі, як сукупності поверхонь. Окрім них до характеристики деталі залучені локальні елементи, які визначають відносну складність елемента поверхні виробу з технологічних позицій (різне виштампування, гаттелі). Виділені елементи помічені цифрами. Можливі варіанти зміни елемента подано в колі.

Наведена система конструктивно-технологічних ознак може змінюватися і доповнюватися появою в конструкції літака деталей нових форм, або розробкою прогнозу їх розвитку.

В четвертій графі представлена технологічна інформація (ТІ), щодо методів виготовлення деталей данного класу (схеми виготовлення, при необхідності — довідкові дані про найбільш істотні технологічні параметри). Запропонований класифікатор містить відомості про вісім класів деталей: *I* — плоскі листові деталі; *II* — жорсткості; *III* — коробки, обтічники; *IV* — обшивки; *V* — труби; *VI* — балки; *VII* — профілі листові; *VIII* — панелі.

В табл. 1 як приклад наведена класифікація трьох типів деталей.

Число варіантів конструктивного виконання деталей кожного класу може бути оцінено залежністю

$$N = \prod_{j=1}^k \left\{ \sum_{i=1}^n n_i \right\}, \quad (6)$$

де j — число конструктивних елементів конкретного класу деталей, $j=1...k$; n_i — число варіантів зміни конструктивного елемента для кожної ознаки.

Таким чином запропонований принцип класифікації дозволяє сформувати багатоваріантність конструктивно-технологічного вигляду деталей та на цій основі створює передумови для аналізу і вибору оптимальних рішень

Як було показано раніше, для комплексної оцінки ефективності цих рішень як узагальненого критерія ефективності запропонована залежність (1), де одним з істотних показників є показник ресурсу.

В зв'язку з цим зроблено спробу обґрунтувати критерій обліку ресурсу на стадії проектування типових елементів авіаконструкцій та вибору технологій їх виготовлення.

Прогнозується на першому етапі облік ресурсу наводити за оцінкою допустимої напруженості деталей, яка виникає в процесі її обробки.

Під напруженістю в точці розуміємо відносну величину напруженого стану, віднесеного до границі статичної міцності, що витікає з критерія Хілла :

$$\Psi = \sqrt{\frac{\sigma_x^2 - \sigma_x \sigma_y + \sigma_y^2 + 3\tau_y^2}{\sigma_s^2}}. \quad (7)$$

Максимальні значення напруженостей, які обумовлені технологією виготовлення деталей $[\Psi_T]$, дорівнюють:

для слабонавантажених $[\Psi_T]_{\text{с.л.н}} \leq 0,33$ при $0 \leq \Psi_{\text{с.л.н}} \leq 0,223$;
 для середньонавантажених $[\Psi_T]_{\text{ср.н}} \leq 0,223$ при $0 < \Psi_{\text{ср.н}} \leq 0,33$;
 для сильнонавантажених $[\Psi_T]_{\text{с.н}} \leq 0,06$ при $0,33 < \Psi_{\text{с.н}} \leq 0,75$.
 де $\Psi_{\text{с.л.н}}$, $\Psi_{\text{ср.н}}$, $\Psi_{\text{с.н}}$ — напруженість в експлуатаційному стані відповідних категорій деталей.

В разі багатоциклового навантаження $[\Psi_T]^y$ можна використовувати цю ж методику, але вона потребує врахування зниження границі статичної міцності. Так границі витривалості Д16Т в чотири рази нижче статичної границі міцності в разі одноосного навантаження гладкого зразка при симетричному циклі.

Для слабонавантажених деталей виправдано зберегти значення $[\Psi_T]^y_{\text{с.л.н}}$ та діапазон зміни $\Psi_{\text{с.л.н}}^y$ такими, як і при статичному навантаженні.

Для середньонавантажених деталей, враховуючи, що середня границя міцності на базі числа циклів відповідного ресурсу літака є не вищою $0,5\sigma_B$, отримаємо $[\Psi_T]^y_{\text{ср.н}} \leq 0,111$; $0 \leq \Psi_{\text{ср.н}}^y \leq 0,165$.

Для сильнонавантажених деталей, враховуючи, що середня границя міцності не вища за $0,2\sigma_B$, отримаємо $[\Psi_T]^y_{\text{с.н}} \leq 0,01$; $0,066 \leq \Psi_{\text{ср.н}}^y \leq 0,15$.

Отримані значення граничної напруженості можуть бути вихідними якісними критеріями аналізу ефективності технологічних процесів ЗШВ з урахуванням забезпечення ресурсу. Однак для висновку про ефективність конкретного процесу необхідні точніші критерії.

У випадку багатоциклового навантаження прогнозування витривалості деталі в конструкції літака базується на аналізі кривих Веллера, які отримані за результатами експериментальних випробувань зразків з конкретного матеріалу.

Крива витривалості для j -го типу циклу описується рівнянням

$$\sigma_j = \sigma_N [1 - m(1 - b)] + a_1 (\lg N_j)^{-\alpha_1} [1 - m(1 - c)] \quad (8)$$

де b, c — коефіцієнти; j — число циклів навантаження, $m = \sigma_2 / \sigma_1$ — ступінь двоосності напруженого стану; σ_N, a_1, α_1 — параметри рівнянь, що визначаються експериментально.

З рівняння (8) з урахуванням експериментальних даних для сплавів Д16АТ, АМГ6-БМ, АК4-1Т1, для деталей з технологічною спадковістю:

$$N_{j\tau} = 10^{\left[10,55 \left(\frac{1-0,3m_{\text{с.л.н}}}{1-0,5m_{\text{ср.н}}} \right) - 4,28 \lg \frac{\sigma_{\text{с.л.н}}}{\sigma_{\text{ср.н}}} \right]} \quad (9)$$

Аналогічну залежність можна записати для $N_{j\tau}$, замінюючи у першій частині $\sigma_{\text{с.л.н}}$ на $\sigma_{\text{ср.н}}$.

Тоді коефіцієнт можливого зниження ресурсу при j -м типі циклічного навантаження внаслідок технологічної спадковості можна записати у вигляді:

$$k_{tj} = N_{jt} / N_j \quad (10)$$

У випадку коли б в процесі експлуатації деталі мав місце лише один вид крилів ($j=1$), то критерієм обліку ресурсу на стадії проектування типових елементів авіаційних конструкцій за аналізом ефективності технологічних процесів ЗШВ, можна було б вважати залежність вигляду

$$\max \left\{ k_{ti} = \frac{N_{jt}}{N_j} \right\}, \quad (11)$$

де i — індекс технологічного процесу.

Як приклад розглянемо нижню панель крила літака Д16Т, $\sigma_b = 450$ МПа. Рівень діючих напружень в нижніх панелях центроплану крила для літака Ан-10 $\sigma_{x_{\max}} = 375$ МПа, Ил-18 и Ту-104 $\sigma_{x_{\max}} = 320...330$ МПа.

В табл. 2 наведені дані довготривалості за описаною вище методикою для ряду умовних технологічних процесів, що відрізняються рівнем і характером напруженого стану

Таблиця 2

Результати розрахунку довготривалості панелі крила

Експлуатаційні напруження			Технологічні напруження		Головні напруження				m_e	m_{et}	$N_e \cdot 10^6$	$N_{et} \cdot 10^6$	k_T
σ_x	σ_y	τ_{xy}	σ_x	σ_{yt}	σ_{1e}	σ_{2e}	σ_{1et}	σ_{2et}					
МПа													
200	0	0	10	54	200	0	210	54	0	0,26	0,10	0,33	3,3
			15	55	200	0	215	55	0	0,26	0,10	0,3	3,0
			10	10	200	0	210	10	0	0,05	0,10	0,1	1,0
			54	15	200	0	254	15	0	0,06	0,10	0,05	0,5
90	0	0	10	54	90	0	100	54	0	0,54	2,92	64,7	23,4
			15	55	90	0	105	55	0	0,52	2,92	47,5	16,2
			55	15	90	0	145	15	0	0,10	2,92	0,64	0,2
			10	10	90	0	100	10	0	0,10	2,92	3,1	1,1
100	0	0	10	54	100	0	110	54	0	0,49	1,86	28,1	15,0
			15	55	100	0	115	55	0	0,48	1,86	21,7	11,6
			55	15	100	0	135	15	0	0,97	1,86	0,5	0,3
			10	10	100	0	110	10	0	0,09	1,86	2,0	1,1
300	0	0	10	54	300	0	310	54	0	0,17	0,02	0,04	2,2
			54	10	300	0	354	10	0	0,03	0,02	0,01	0,6
			10	10	300	0	310	10	0	0,03	0,02	0,02	1,0
100	30	30	10	54	108	-8	123	41	-0,1	0,33	0,92	5,2	5,7
			54	10	108	-8	160	9	-0,1	0,06	0,92	0,3	0,4
			10	10	108	-8	118	2	-0,1	0,01	0,92	1,0	1,0

Аналіз результатів табл.2 показав.

σ_{1e} Зниження експлуатаційних напружень від 100 до 90 МПа за несприятливих технологічних передумов спадковості (при $\sigma_x = 55$ МПа, $\sigma_{yt} = 15$ МПа) збільшує ресурс деталі в 1,4 рази. Зниження експлуатаційних напружень на те саме значення за відсутності технологічної спадковості збільшує ресурс в 1,57 рази.

Ці дані задовільно узгоджуються з результатами інших дослідників

2. Наявність $\sigma_{\text{т}} \geq \sigma_{\text{к}}$ завжди істотно збільшує ресурс ($k_{\text{т}} > 1$), що свідчить про раціональність технологічних процесів, які призводять до спадковості такого виду.

3. Наявність дотичних напружень за інших рівних умов призводить до зниження ресурсу.

4. Технологічна спадковість, відповідно рівням напруженостей $[\Psi_{\text{т}}]_{\text{ср.н}}^{\text{у}}$ і $[\Psi_{\text{т}}]_{\text{с.н}}^{\text{у}}$, практично не знижує ресурсу ($k_{\text{т}} = 1 \dots 1,1$), що свідчить про обґрунтованість рекомендувати їх раніше регламентів технологічної напруженості.

Деталь в реальному літаку має різний напружено-деформований стан, кожному з яких відповідає регламентована для конкретного ресурсу літака число циклів навантаження.

Для реального циклу на підставі лінійної гіпотези підсумовування

$$\sum_{j=1}^k \frac{n_j}{N_j} = 1. \quad (12)$$

Враховуючи, що в i -му програмному блоці може виявитися $k_{\text{т}i} = \frac{N_{\text{к}i}}{N_{\text{к}}} < 1$ в той час як в j -му $k_{\text{т}j} = \frac{N_{\text{к}j}}{N_{\text{к}}} > 1$. В цьому випадку умова забезпечення ресурсу має вигляд

$$\chi_{\text{с} \pi i} = \sum_{j=1}^k \left(\frac{n_j}{N_{\text{к}j}} \right)_i, \quad (13)$$

$\chi_{\text{с} \pi i}$ — коефіцієнт пошкоджуваності за весь термін експлуатації деталі з технологічною спадковістю.

Якщо $\chi_{\text{с} \pi i} > 1$, технологічний процес виготовлення деталі не відповідає критерію забезпечення ресурсу і не може бути рекомендований без належного доопрацювання.

Якщо $\chi_{\text{с} \pi i} \leq 1$, то

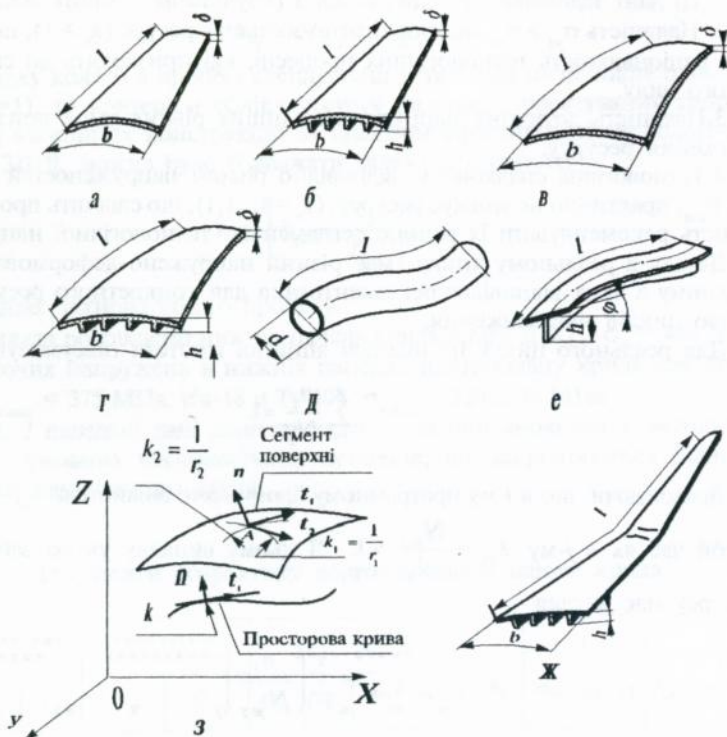
$$(\chi_{\text{с} \pi})_{\text{opt}} = \min\{\chi_{\text{с} \pi i}\}. \quad (14)$$

Рівняння (14) є критерієм ефективності технологічного процесу ЗШВ, що враховує ресурс деталі в експлуатації.

У **другій главі** показано, що для відпрацювання деталей ЗШВ на технологічність необхідні дані про геометричні параметри деталей. За методами отримання цієї інформації деталі ЗШВ можна поділити на дві групи.

Перша — деталі внутрішнього набору. До них відносяться листові та профільні деталі і деталі з труб, конструктивно-геометричні параметри яких визначаються в основному за кресленням. Це шпангоути з плоскою стінкою, стойки, кінці, елементи трубопроводів (трійники, коліна, перехідники) та ін.

Друга — обводоутворюючі та сполучені з ними деталі. Це стрингери та



Мал. 5. Представники типових деталей ЗШВ другої групи::

а, б - листові і монолітні обшивки одинарної кривини;

в, г - листові і монолітні обшивки подвійної кривини;

д, е - елементи трубопроводу і профіль просторової конфігурації;

ж - монолітна обшивка складної форми (з ділянками одинарної та подвійної кривини);

з - сегмент поверхні та просторова крива з геометричними характеристиками в системі координат xyz .

окремі елементи трубопроводу просторової конфігурації, шпангоути та лонжерони зі змінною малкою, обшивки, монолітні панелі одинарної та подвійної кривини та ін.

Для визначення конструктивно-геометричних параметрів деталей другої групи необхідно мати характеристику теоретичного контуру (ТК) поверхні додатково до креслення. Як параметри, що характеризують ТК обрані:

кривина нормального перерізу — k для листових та монолітних обшивок одинарної кривини (мал. 5, а, б);

повна (Гауссова) кривина — K ; головні кривини — k_1 , k_2 для листових обшивок подвійної кривини (мал. 5, в, г);

кривина — k та кручення — для просторових деталей типу стрингерів, трубопроводів (мал. 5, д, е).

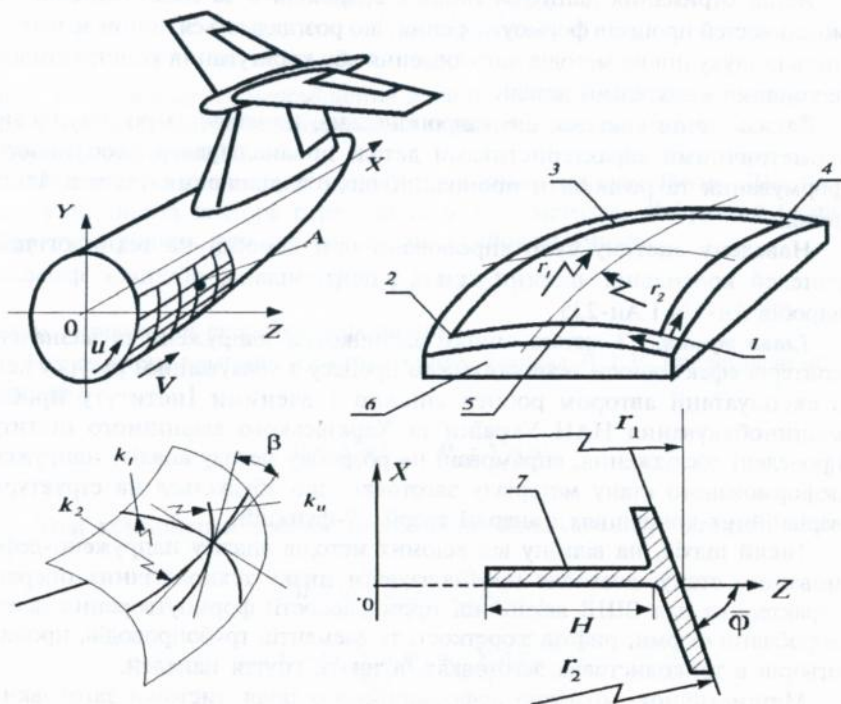
Нині достатньо розвинуті математичні методи моделювання поверхні літака. Результати аналізу, проведеного в роботі, показують що одним з найбільш оптимальних для моделювання і інтерполяції є метод B -сплайнів

Незалежно від методу завдання зовнішніх обводів ЛА в роботі на базі рівнянь диференціальної геометрії запропонована система аналізу геометричних параметрів обводоутворюючих деталей ЗШВ, яка дозволяє враховувати характер змінювання геометричних параметрів за контуром деталі та визначити ступінь відповідності цих параметрів технологічним можливостям методів формоутворення, що розглядаються.

Вихідними даними для розрахунку та аналізу є значення координат (r_{ij}) конкретної поверхні, які визначаються за рівняннями математичної моделі опису зовнішніх обводів, що прийнята.

Можливості системи демонструються на прикладі розрахунку і аналізу геометричних параметрів елемента обшивки хвостової частини фюзеляжу літака середнього класу (мал. 6). Поверхню обшивки габаритом $0,90 \times 0,98$ м було описано за допомогою B -сплайну третього ступеню. За результатами розрахунків встановлено таке.

1. Головна кривина k_1 при $0 \leq u \leq 1$ і $v = 0$ (напрямок 1 — 2) змінюється в межах $0,029 - 0,064 \text{ м}^{-1}$. При збільшенні величин v від 0 до 1, k_1 плавно змінюється від 1,1 до $1,43 \text{ м}^{-1}$ (напрямок 2 — 3). Незначні зміни значення k_1 за шириною обшивки вказують на те, що лінія перетину площини $v = \text{const}$



Мал. 6. Листова обшивка хвостової частини фюзеляжу:
а - хвостова частина фюзеляжу; б - болванка-б з обшивкою-5;
n - елемент поверхні в точці А; r-шпангоут-7;
1, 2, 3, 4 - кутові точки обшивки.

($\lambda = \text{const}$) з поверхнею деталі близька до кола.

Головна кривина k_2 зі збільшенням величини параметра v від 0 до 1 плавно змінюється від 0,028 до 0,032 м^{-1} (напрямок 1—4), від 0,029 до 0,064 м^{-1} (напрямок 2—3).

Отримані результати свідчать про те, що за характером утворення контуру обшивки та необхідного для отримання цього контуру ступеню деформації матеріалу заготовки (менш за граничне значення 8—12%), параметри обшивки відповідають умовам формоутворення за методом обтяжки.

2. Кут малки шпангоута $\varphi = 90 - \bar{\varphi}$ за змін u в напрямку 1—2 від 0 до 1 змінюється в напрямку 3—4 у межах $2 - 2,5^\circ$, співвідношення між радіусом кривини і висотою стінки шпангоута $\left(\frac{r_1}{H}\right)$ змінюється в межах 20...30.

За умов виготовлення такого шпангоута з матеріалу Д16 у свіжозагартованому стані методом гнуття з розтягуванням граничне значення $\frac{r_1}{H} > 10$, $\varphi \leq 5^\circ$. Для наведених обмежень умови формоутворення малки виконуються, а обмеження за співвідношенням $\frac{r_1}{H}$ при заданому r_1 може бути забезпечене за рахунок відповідного вибору висоти стінки H .

Якщо отримання даних за пп. 1 і 2, виводить за межі технологічних можливостей процесів формоутворення, що розглядаються, виникає необхідність пошуку інших методів виготовлення або коригування конструктивного виконання конкретної деталі.

Таким чином система, що запропонована, дозволяє за розрахунковими геометричними характеристиками деталі проаналізувати особливості їх формування та розробити пропозиції щодо підвищення технологічності деталі.

Наведену систему було апробовано при обробці на технологічність панелей консольної частини крила і центроплана, обшивок фюзеляжу виробів Ан-124 і Ан-225.

Глава третя. З метою оцінки залишкових напружень та визначення критерія ефективності технологічного процесу з урахуванням ресурсу деталі в експлуатації автором роботи спільно з вченими Інституту проблем машинобудування НАН України та Харківського авіаційного інституту проведені дослідження, спрямовані на розробку методу аналізу напружено-деформованого стану матеріалу заготовки, що збудується на структурно-варіаційних концепціях і апараті теорії R -функцій.

Такий підхід, на відміну від відомих методів аналізу напружено-деформованого стану, дозволяє проаналізувати низку технологічних операцій, характерних для ЗПВ авіаційної промисловості: формоутворення деталей коробчатої форми, рифлів жорсткості та елементів трубопроводів, пробивку отворів в тонколистових заготовках, а також гнуття панелей.

Математичною моделлю деформаційного поля листової заготовки як оболонки складної конфігурації, є диференціальні рівняння рівноваги окремих похідних за умов визначених крайових та початкових умов. Для розв'язання цієї системи рівнянь використовуємо метод послідовних наближень. На i -му кроці наближення процес деформування описується нижченаведеною системою диференціальних рівнянь:

$$\begin{aligned}\nabla^4 \varphi_i &= -D_N \frac{1-\nu^2}{2} L(W_i, W_i); \\ D \nabla^4 W_{i+1} - L(W_{i+1}, \varphi_i) &= q;\end{aligned}\quad (15)$$

де ∇^4 — бігармонічний оператор; φ_i — функція напруження; D_N — жорсткість пластини на розтяг; ν — коефіцієнт Пуассона; D — циліндрична жорсткість; $L(W, \varphi)$ — диференціальний оператор; q — зовнішнє навантаження.

Розв'язання даної системи диференціальних рівнянь еквівалентно варіаційній задачі знаходження мінімуму функціонала Лангранжа, який виражає внутрішню енергію системи, що деформується:

$$\begin{aligned}I = \int_{\Omega} \{ & u_x^2 v_y^2 + 2\nu v_{,y} u_{,x} + \frac{1-\nu}{2} (u_{,y} + v_{,x})^2 + \\ & + (w_{1,x}^2 + \nu w_{1,y}^2) u_{,x} + (1-\nu) [w_{1,x} w_{1,y} (u_{,y} + v_{,x})] + \\ & + (w_{1,y}^2 + \nu w_{1,x}^2) u_{,y} \} d\Omega,\end{aligned}\quad (16)$$

де u, v — компоненти переміщення в площині заготовки (кома після індексу відповідає операції диференціювання за відповідною змінною); Ω — область осередку деформації.

Мінімізацію цього функціоналу провадимо методом Ритца. Для цього, для компонента вектора переміщень u і v методом R -функцій будемо структури рішень, що задовольняють крайовим умовам

$$u = \omega P_1; \quad v = \omega P_2, \quad (17)$$

де ω — рівняння осередку деформації.

Невизначені компоненти структурних формул P_1 і P_2 представляємо у вигляді:

$$P_1 \cong \sum_{i=1}^{N_1} a_i \xi_i, \quad P_2 \cong \sum_{i=1}^{N_2} a_i \psi_i, \quad (18)$$

Тоді компоненти вектора переміщень записуються у вигляді:

$$\begin{aligned}u &= \omega \sum_{i=1}^{N_1} a_i \xi_i = \sum_{i=1}^{N_2} a_i u_i; \\ v &= \omega \sum_{i=N_1+1}^{N_2} a_i \psi_i = \sum_{i=N_1+1}^{N_2} a_i v_i.\end{aligned}\quad (19)$$

В останніх виразах ξ_i і ψ_i — поліноми Чебишева.

Невизначені координати a_i , які входять у вирази (18), визначаються розв'язанням системи рівнянь:

$$\frac{\partial I}{\partial a_i} = 0 \quad (20)$$

Процес навантаження заготовок, як відомо складається з двох послідованих стадій. Спочатку має місце стадія пружних деформацій, яка визначається лінійною залежністю напруження від деформації. Наступна стадія — пластичних деформацій, де вищевказана залежність стає нелінійною. Відповідно методу змінних параметрів пружності нелінійна задача зводиться до розв'язання послідованих лінійних задач з новими значеннями зведених модуля пружності, і коефіцієнта Пуассона:

$$E^* = \frac{\sigma_i}{\epsilon_i} \left(1 + \frac{1 - 2\nu}{3E} \frac{\sigma_i}{\epsilon_i} \right)^{-1};$$

$$\nu^* = \left(\frac{1}{2} - \frac{1 - 2\nu}{3E} \frac{\sigma_i}{\epsilon_i} \right) \left(1 + \frac{1 - 2\nu}{3E} \frac{\sigma_i}{\epsilon_i} \right)^{-1}. \quad (21)$$

Як початкове (нульове) приближення використовують значення параметрів $E^* = E$, $\nu^* = \nu$ і на першій ітерації вирішують задачу пружності для ізотропного тіла.

Числові розрахунки були проведені з використанням програмного забезпечення серії "ПОЛЕ", що розроблене в Інституті проблем машинобудування НАН України. Математичні моделі процесів, що досліджувалися, обирались з урахуванням можливостей програми "ПОЛЕ".

У *четвертій главі* проведено аналіз формоутворюючих операцій ЗШВ.

В даному випадку дослідження провадилось за схемою, що зображена на мал. 7.



Мал. 7. Напрямки досліджень формоутворюючих операцій.

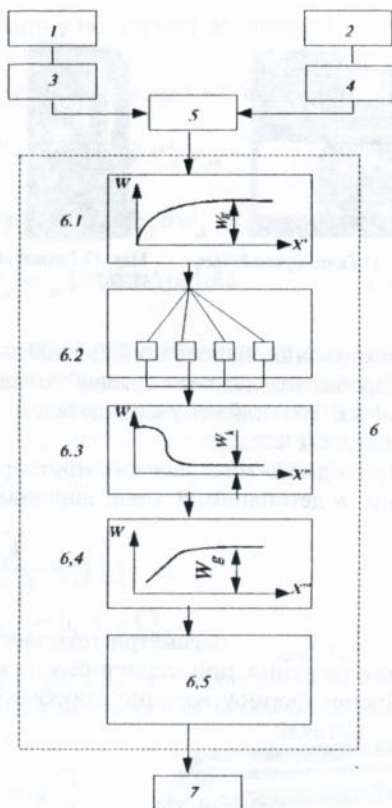
Характерним для авіаційного ЗШВ є клас деталей типу коробок та обтічників. Деталі виготовляють, як правило, витягуванням з плоскої листової заготовки. Застосування еластичного або газового передавального середовища дозволяє збільшити ступінь деформації при формоутворенні такого типу деталей, і в такий спосіб зменшити кількість переходів витягування деталей з листа; підвищити якість і точність деталей, що штампуються; збільшити коефіцієнт використання матеріалу до 0,7—0,85; скоротити строки та вартість підготовки виробництва на 20—30%.

З цією метою були проведені аналітичні та експериментальні дослідження

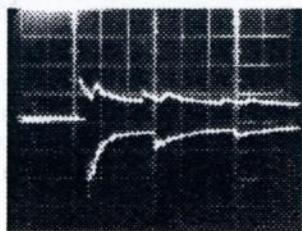
енерготехнологічного процесу газавибухового штампування. Структурна схема процесу, як керованої системи, наведена на мал.10, де 1 і 2 є джерелами високого тиску компонентів газавибухової суміші; 3 і 4—регулятори тиску через які газові компоненти надходять до змішувача 5, звідки газова суміш подається до енерготехнологічного блоку 6. Запалена суміш (6.1) розповсюджується зі швидкістю W_d . Створена детонаційна хвиля з параметрами P_d і W_d розподіляється по каналах (6.2) на локальні хвилі, які надходять до перехідних конусів (6.3), де відбувається їх послаблення.

Для відновлення належних параметрів детонаційних хвиль їх спрямовують до стабілізуючих каналів (6.4), де хвилі підсилюються до початкових значень P_d і W_d . Ініціюючи вибух в камері (6.5), детонаційні хвилі деформують заготовку 7.

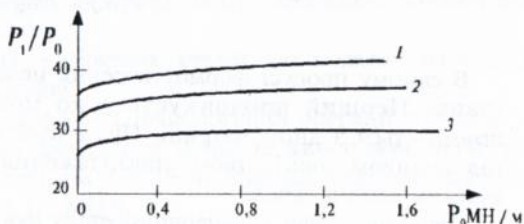
За результатами досліджень розроблені методи розрахунку силових параметрів процесу (мал. 9, 10), безпечні системи функціонування обладнання за умов серійного виробництва, методи формоутворення деталей; модернізовано існуюче (ДГП-100, ДГП-600, ДГП-1200) та, на основі багатоточечного принципу організації детонаційного режиму горіння, створено нове покоління газавибухових пресів (мал. 11, 12), які призначені для штампування різноманітних деталей (мал. 13) методами витягання, формування, отбортовки—пробивання, роздавання з максимальним діаметром



Мал. 8. Структурна схема газавибухового пресу як керованої системи.

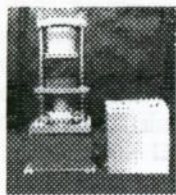


Мал. 9. Осцилограма тиску детонаційної хвилі на перешкоду.



Мал. 10. Залежність ступеня підвищення тиску в детонаційній хвилі від початкового тиску суміші:

1- суміш $C_4H_{10} + 6,5O_2$; 2- $C_2H_2 + 2,5O_2$; 3- $CH_4 + 2O_2$.



Мал. 11. Газовибуховий прес ПГВ-76.



Мал. 12. Газовибуховий прес ПГВ-77.



Мал. 13. Деталі типу коробок, обтічників, листових панелей.

виштампування відповідно 280 і 800 мм, з нагрівом та без нагріву заготовки. На виробничих ділянках газовибухового штампування освоєно виготовлення більш як 500 найменувань деталей з алюмінієвих та титанових сплавів, нержавіючих сталей

Необхідний тиск для формоутворення деталей, наприклад сферичної форми, в детонаційній хвилі дорівнює

$$P_1 = \frac{\bar{k}_1 \cdot q}{k_k \cdot k_{отр}} \cdot \frac{\theta \cdot \tau_k}{1 - e^{\theta \tau_k}}, \quad (22)$$

де $\bar{k}_1, k_k, k_{отр}$ — параметри технологічного процесу; q — необхідний тиск формоутворення при статичному навантаженні.

Процес формоутворення коробчатих деталей можна описати рівнянням (15) у вигляді:

$$\begin{aligned} \frac{D}{\delta} \nabla^4 w &= L(w, P) + \frac{q}{\delta}; \\ \frac{P}{E} \nabla^4 &= -\frac{1}{2} L(w, w), \end{aligned} \quad (23)$$

де δ — товщина заготовки; P — функція зусиль,

$$\begin{aligned} L(w, P) &= w_{,xx} P_{,yy} + w_{,yy} P_{,xx} - 2w_{,xy} P_{,xy}, \\ L(w, w) &= 2w_{,xx} w_{,yy} - 2w_{,xy}^2. \end{aligned} \quad (24)$$

В самому процесі формоутворення необхідно виділити два характерних етапи. Перший продовжується до моменту стикання частини, яка штампується з дном матриці. Після цього починається другий етап, коли під впливом зовнішнього навантаження починається формоутворення кутових частин деталі.

Граничні умови для першого етапу формоутворення мають вигляд:

$$\begin{aligned} w &= w_{,nn} = 0; \\ P_{,nn} &= P_{,nt} = 0, \end{aligned} \quad (25)$$

де $w_{,nn} = \frac{\partial^2 w}{\partial n^2}$ — друга похідна від прогину по нормалі до поверхні.

Для вирішення цієї задачі використовуємо функціонал вигляду:

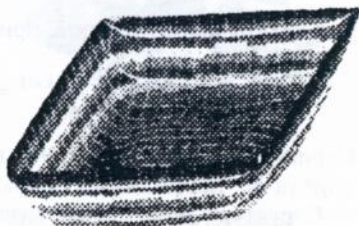
$$I(\delta w, \delta p) = \int_{\Omega} \left\{ v(\Delta \delta w)^2 - (\Delta \delta p)^2 + \delta w_{,x} p_{,yy} + \right. \\ \left. + 2\delta w_{,x} \delta w_{,y} p_{,xy} + 2[\delta w_{,x} \delta p_{,x} w_{,yy} + \delta p_{,y} \delta w_{,y} w_{,xx} - \right. \\ \left. - (\delta p_{,x} \delta w_{,y} + \delta p_{,y} \delta w_{,x}) w_{,xy}] - 2\delta w \Delta p q \right\} d\Omega \quad (26)$$

де δw , δp , Δp — прирощення прогину, функцій зусиль та навантаження відповідно. Розв'язання задачі триває до досягнення величиною прогину заготовки в глибини формуючої матриці. В момент дотику частини заготовки дна матриці утворюється нова область Ω_1 (пляма дотику), яка розширюється на другому етапі формування. Для другого етапу граничні умови відповідають умовам "ковзного шарніра" та мають вигляд:

$$w_y = w_{,x} = 0, \bar{x} \in \Omega_1; \\ \sigma_x = \sigma_{,yy} = \tau_{xy} = 0, \bar{x} \in \Omega_1; \quad (27)$$

В роботі запропоновано та реалізовано алгоритм визначення навантаження та деформацій щодо випадка формоутворення деталей даного класу.

Обчислювальний експеримент провадився за прикладом формоутворення коробчатих деталей з розміром в плані 160×185 і 164×128 мм, глибиною 7 мм з листа (матеріал — сталь 20 і Д16АМ), товщиною 0,8 мм. Аналіз результатів обчислювального експерименту виявив, що пластичні деформації в заготовках мають місце відповідно за тиском 16 і 18 МПа.



Мал.14. Коробчата деталь.

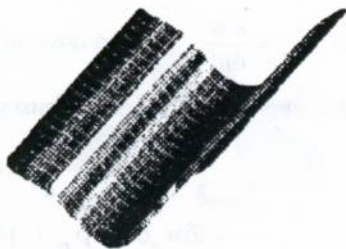
Розбіжність результатів обчислювального та фізичного експериментів знаходяться в межах 15—20%. На мал. 14, як приклад, зображена коробчата деталь зі сталі 20 (тиск 20 МПа).

Складовим елементом вибіркокових деталей, що зображені на мал. 13 є елемент жорсткості у вигляді рифта.

Первинна система рівнянь для даної технологічної операції співпадає з (23). Чисельне розв'язання задачі провадиться за тим же алгоритмом, що й при формоутворенні коробчатих деталей. На мал. 15, як приклад, зображено елемент рифта з матеріалу АМГЗМ (тиск 7,2 МПа).

При виготовленні деталей типу коробок, жорсткостей та панелей, утворення конструктивних елементів у вигляді отворів або пазів співпадає з формоутворенням основного контуру.

У загальному випадку, механіка процесу утворення отвору містить два етапи. На першому здійснюється витягування не притиснутих до формблоку частин заготовки. На другому — відокремлювання відходів від деталі, коли в зоні контакту заготовки з загостреною різальною кромкою виникає мікро-, а потім макротріщини.



Математична модель цієї технологічної операції описується рівняннями рівноваги (15) з відповідними граничними умовами вигляду:

$$\begin{aligned} u = v = 0; \bar{x} \in \partial\Omega, \bar{x}(x, y); \\ w = w_{,n} = 0, \bar{x} \in \partial\Omega, \end{aligned} \quad (28)$$

де $\partial\Omega$ — границя контуру отвору, що пробивається. Напруження в заготовці визначаються відомими залежностями за компонентами переміщень. Задача вирішується за допомогою методу послідовного навантаження. Перші кроки навантаження, які обмежені величиною пружної деформації, реалізуються, коли $u_0 = v_0 = w_0 = 0$. З кожним наступним кроком навантаження початкове наближення є екстраполяцією, яка враховує напружно-деформований стан заготовки за два попередні кроки:

$$w_0^{(k+1)} = [1 - p^{(k-1)}]w^{(k-1)} + p^{(k-1)}w^{(k)}, \quad (29)$$

а величину навантаження приймаємо:

$$p^{(k+1)} = \frac{q^{(k+1)} - q^{(k-1)}}{q^{(k)} - q^{(k-1)}}, \quad k=1, 2, 3, \dots \quad (30)$$

Перший крок навантаження в формулах лінійної екстраполяції має $k=1$, $q(q)^0$ та w^0 приймаються нульовими.

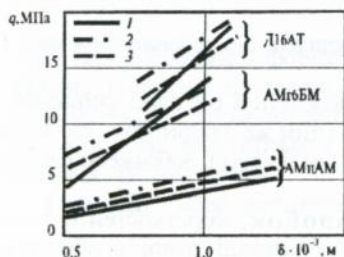
Структуру розв'язання задачі шукаємо, виходячи з того, що:

$$u = \omega P_2; \quad v = \omega P_3; \quad w = \omega^2 P_1. \quad (31)$$

Невизначені коефіцієнти P_1, P_2, P_3 , знаходимо мінімізуючи функціонал Лангранжа (16). Процес навантаження заготовки шляхом приросту зовнішнього навантаження здійснюється доти, поки $\sigma_{\text{зк}} \leq \sigma_{\text{в}}$.

Результати розрахунків та експериментальних досліджень наведено на мал. 16.

Загалом співпадання результатів визнано як задовільне.



Мал. 16. Графік залежності потрібного тиску пробивання отворів від товщини листової заготовки: 1- за методом обчислення, що розроблений; 2- експериментальні дані; 3- за формулою О.Д.Коварова.

На підставі результатів досліджень, розроблено технологічний процес пробивання отворів за допомогою еластичного середовища на газодинамічному пресі ПГВ-76 для 50 найменувань накладок світлопроводу (мал. 17) з матеріалу Д16АМ товщиною $h = 0,5$ мм.

Застосування імпульсного навантаження величиною $P_{\text{пл}} \geq 60,0$ МН/м² даю змогу зменшити величину перемички між отворами на 50–60% (наприклад, величина перемички між отворами одинакових розмірів в статичному стані $(4-5) \cdot h$, в динаміці — $(2-3) \cdot h$), ступінь викривлення форми отвору та підвищити стабільність процесу.

Для класу деталей, що розглядається, рекомендується виконувати матриці з $H=(4-6) \cdot h$ зі сталі типу 7ХГ2ВМ в стані поставки. Висота різальної кромки отвору вибирається в межах $(0,2-0,3) \cdot h$, скіс внутрішньої грані дорівнює $15-20^\circ$. Витривалість матриці до перешліфування розрахована на 1200–1500 деталей.

Поряд з деталями з листових заготовок в конструкціях ЛА знаходять широке застосування деталі з трубчатих заготовок. Весь перелік схем деформування для даного класу деталей (мал. 18), який застосовується в практиці, можна звести до таких:

торці заготовки вільні і пересовуються під час деформації;

торці заготовки жорстко затиснуті та нерухомі;

один з торців заготовки жорстко затиснуто, а інший має змогу осевого зміщення (проміжна схема).

Розв'язання задач деформування трубчатих заготовок проводиться за рівняннями (15) в циліндричній системі координат.

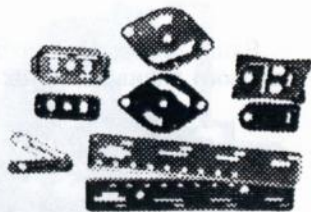
Для вирішення цих рівнянь в роботі за допомогою методу R -функцій отримані рівняння границь поверхонь заготовок за різними схемами формоутворення. Силова функція f_2^0 , що відображає вплив дотичних напружень на внутрішню поверхню заготовки, в межах осередку деформації прийнята такою, що дорівнює нулю.

Граничні умови при деформуванні труб з вільними торцями містять в собі навантаження:

$$f_1^0 = q(z) \frac{\omega_1}{\omega_1 + \omega_2}, \quad (32)$$

де ω_1 і ω_2 — рівняння, що описують ненавантажену та навантажену границю заготовки відповідно; $q(z)$ — зовнішнє навантаження.

При деформуванні, коли торці жорстко зацімлені, спінки заготовки вважаємо такими, що шарнірно опираються та не сприймають згин:



Мал. 17. Накладки світловодів.



Мал. 18. Наконечники і перехідники.

$$u_r = u_z = u_{\varphi} = 0 \quad (33)$$

Якщо деформації заготовок відбуваються за третьою, змішаною схемою силового впливу — функція f_1^0 має вигляд:

$$f_1^0 = \frac{\omega_2 \omega_3}{\omega_1 \omega_2 + \omega_2 \omega_3 + \omega_1 \omega_3} q(z) + \frac{\omega_1 \omega_3}{\omega_1 \omega_2 + \omega_2 \omega_3 + \omega_1 \omega_3} \times \left[\sigma_{oc} - \frac{\sum F_{\text{тр}}}{\pi(R^2 - r_0^2)} \right] \quad (34)$$

Останній вираз містить: ω_1 , ω_2 , ω_3 — зовнішня, торцова і внутрішня поверхні заготовки в осередку деформування; σ_{oc} — осьове напруження, що прикладається до торця заготовки; $F_{\text{тр}}$ — сили тертя між заготовкою та поверхнею матриці на циліндричному відрізку.

В роботі розглянуто випадок деформування циліндричної заготовки на конічну. Умови зацімлення заготовки по нижньому торцю вважаємо такими, що відповідають шарнірному опираю:

$$w = u_1 = 0. \quad (35)$$

Задача розв'язується з використанням того ж алгоритма, що і раніше. Відміна міститься в іншому записі функціоналу Лангранжа, що враховує кут конусності оболонки.

Результати розрахунків за запропонованою методикою (суцільна лінія)

і методикою Є.І. Ісаченкова (шпирхова лінія) представлені на мал. 19.

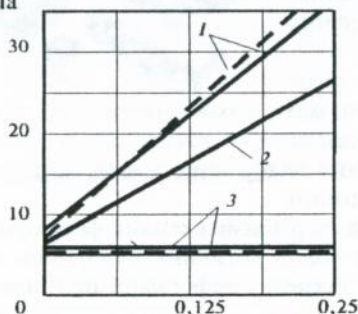
Обчислювальний експеримент повадився на трубчатих заготовках з АМгЗМ і Д16АМ з зовнішнім радіусом 20 мм, товщиною стінки 1,5 мм та висотою 30 мм. В разі формоутворення заготовки з частковим затисненням торців до верхнього торця прикладлося основне навантаження, яке становило 0,25 критичного напруження втрати стійкості.

Розбіжність результатів не перевищує 15%, що слід вважати задовільним.

За результатами аналітичних і експериментальних досліджень розроблені технологічні процеси, оснастка та обладнання, нормативна документація формоутворення і калібрування 28 найменувань деталей (мал. 18).

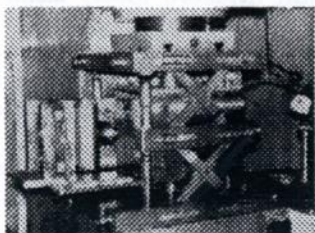
Формоутворення деталей з заготовок діаметром від 20 до 160 мм, товщиною 0,6—1,5 мм з алюмінієвих та титанових сплавів, нержавіючих

$q, \text{МПа}$



Мал. 19. Залежність тиску формоутворення від ступеню роздачі для трубчатих заготовок з жорстким (1) і частковим (2) затисненням, з вільними торцями (3).

$\frac{\Delta R}{R}$



Мал. 20. Технологічний блок.



Мал. 21. Трійники.

сталей здійснюється, на універсальних гідравлічних і газовибухових пресах методом роздавання з застосуванням еластичного середовища — поліуретану типу СКУ-2 та на обладнанні типу прес-гармат.

Залежно від величини деформації рекомендується застосовувати роздавання заготовок без осового та з осовим підпором.

Формоутворення трубчатих заготовок методом роздавання еластичним середовищем дозволяє забезпечити оптимальне тангенціальне деформування за один перехід, наприклад для нержавіючих сталей це 20—25%, титанових сплавів — 10—12%.

При формоутворенні з одночасним осовим стисненням, припущена ступінь деформації у тангенціальному напрямку збільшується в 2—2,5 рази.

Далі, на підставі технологічних можливостей еластичного середовища, розроблено спосіб формоутворення, оснащення (мал.20) і технологія виготовлення деталей типу трійників (мал. 21) з висотою відбортовок 20—30 мм, суцільнотягнутих або зварених заготовок діаметром 32—160 мм (матеріал — нержавіюча сталь, алюмінієвий або титановий сплав).

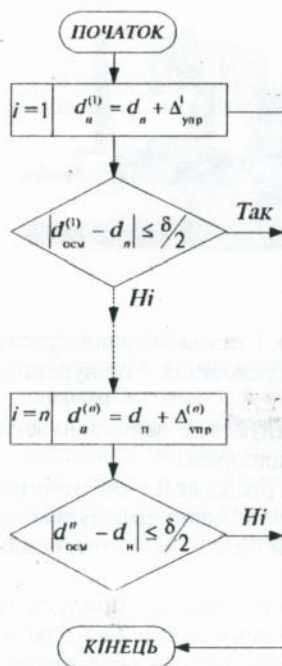
Збільшена висота відбортовки отримана за рахунок локальної подачі матеріалу в зону формоутворення відбортовки. Стоншення матеріалу в зоні відбортовки не перевищувало 8—10% (припущене значення для матеріалу типу ПТ-7М дорівнює 15—20%). Максимальна висота відбортовки дорівнює діаметру заготовки.

Для якісного з'єднання елементів трубопровідних систем за допомогою автоматичного зварювання, зміщення кромки заготовок, які стискаються, не повинно перевищувати 10% їх товщини. Щоб забезпечити цю вимогу, розроблені спосіб деформування та обладнання (мал. 22) для автоматичного калібрування кінцевих перерізів елементів трубопроводу багатосекційним інструментом методом роздавання та обтискання. Конструкція технологічного блоку забезпечує калібрування кінцевих перерізів діаметром 60—160 мм та шириною 5—20 мм.

Алгоритм процесу автоматичного калібрування представлено на мал. 23. Вихідними даними виконання процесу калібрування є номінальний діаметр перерізу, що калібрується d_n , величина поля допуску $\delta_{\min}$ и величина мінімального пружинення



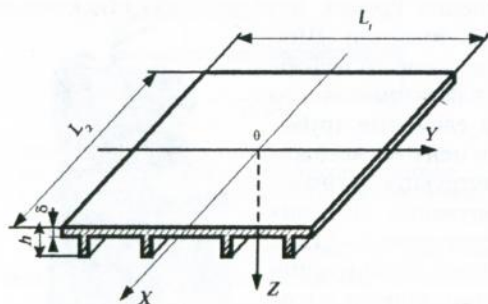
Мал. 22. Установка для калібрування.



Мал. 23. Блок-схема автоматичного калібрування.

Вище розглядалися процеси формоутворення деталей, які підлягають дослідженню з використанням теорії тонкостінних оболонок. Однак, в конструкції сучасних ЛА широке застосування дістали монолітні панелі, умови формоутворення яких відрізняються від тих, що розглянуті вище.

В даному випадку за розрахункову можна прийняти схему обшивки, яка підкріплена силовим набором (мал. 25). Гладкі обшивки і кутові профілі



Мал. 25. Розрахункова схема згину типового елемента панелі.

$\Delta_{упр}^{(1)}$ (при виконанні першого циклу калібрування $\Delta_{упр}^{(1)} = \Delta_{упр}^{(1)}$).

Міцнісні і ресурсні характеристики елементів трубопровідних систем були досліджені на спеціально створених в АНТК ім. О.К. Антонова стендах.

Напружно-деформований стан елементів трубопроводу визначався тензометруванням. Було застосовано тензорезистори типу ПКП і КФ с базою 5,10 мм.

На мал. 24 зображені експериментальні зразки для порівняльних випробувань (зліва — зразок нової конструкції з зварених або суцільнотягнутих труб, справа — штамповані зварені конструкції).



Мал. 24. Експериментальні зразки для порівняльних випробувань.

За результатами комплексних випробувань встановлено, що довготривалість натурних елементів нової конструкції в 40—50 разів перевищує штамповувальні і становить 30 000 — 40 000 льотних годин.

є окремими випадками вирішення цієї загальної задачі.

В разі, якщо всі елементи панелі вздовж повздовжньої вісі знаходяться в приблизно рівних умовах, задача перегину панелі зводиться до задачі пружньо-пластичного згину стержня з поперечним перерізом, що заданий.

Лінеаризована система рівнянь рівноваги стержня має вигляд:

$$\begin{aligned}
 & (A\Delta e_{11} + \Delta A e_{11} + A_1 \Delta k_{11} + \Delta A_1 k_{11})' = 0; \\
 & (A_1 \Delta e_{11} + \Delta A_1 e_{11} + I \Delta k_{11} + \Delta I k_{11})'' - (A\Delta e_{11} + \Delta A e_{11} + \\
 & + A_1 \Delta k_{11} + \Delta A_1 k_{11}) k_{11} + (A e_{11} \Delta A_1 k_{11}) \Delta k_{11} - \Delta q = 0,
 \end{aligned} \tag{36}$$

$$\text{де } \Delta e_{11} = \Delta u_{,1} + w_{,1} \Delta w_{,1}; \quad \Delta k_{11} = -\Delta w_{,11}.$$

Цю систему записано для прирісту навантаження Δq відносно невідомих Δu , Δw . На першому етапі вирішується лінійна задача, яка задає таке навантаження, при якому в матеріалі заготовки, що обробляється, з'являються пластичні деформації. При вирішенні задачі пластичного деформування величини e_{11} , k_{11} , A , A_1 , I знаходимо з наближеного рішення, що отримано на попередньому кроці навантаження. За умов досягнення заданої точності обчислюємо сумарні значення переміщень

$$w_n = \sum_{k=n-1}^n w_k; \quad u_n = \sum_{k=n-1}^n u_k, \tag{37}$$

а навантаження отримує наступний приріст Δq (n — номер етапу навантаження).

Лінеаризовану систему рівнянь рівноваги (36) інтегруємо за методом Бубнова-Галеркіна. Тепер невідомі функції Δu і Δw визначаються за формулами:

$$\Delta u = \sum_{i=1}^{N_1} a_i \Delta u_i; \quad \Delta w = \sum_{i=N_1+1}^{N_2} a_i \Delta w_i. \tag{38}$$

В цих формулах Δu_i і Δw_i — координатні функції, що задовольняють граничним умовам крайової задачі, що вирішується; a_i — довільні постійні, що підлягають визначенню.

За умов здійснення операції згину заготовки з її розтягненням має місце жорстке замурування торців, а координатні функції визначаються виразами:

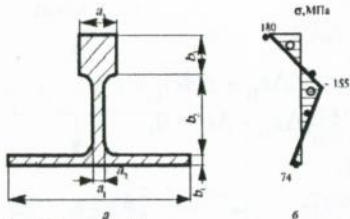
$$\Delta u = \frac{1}{L} (L^2 - x^2) \Phi_1; \quad \Delta w = \frac{1}{L} (L^2 - x^2)^2 \Phi_2, \tag{39}$$

де Φ_1 і Φ_2 — невизначені функції вигляду

$$\Phi_i = \sum_j a_{ij} \varphi_{ij}. \tag{40}$$

Повну систему апроксимуючих функцій φ_{ij} задаємо у вигляді ступеневих поліномів.

Як приклад розв'язана задача згину панелі впоперек та вдовж розмаху (мал. 26) з розмірами $L_1=0,56$ м, $L_2=5$ м, товщиною полотна 0,006 м. Матеріал



Мал. 26. Поперечний перетин стержньового елемента панелі (а) та еюра розподілу залишкових напружень за висотою перетину (б): — теоретичний розподіл напружень; • - експериментальні значення напружень.

необхідно враховувати жорсткість ребер, які підкріплюють обшивку. Геометрія поперечного перерізу стержньового елемента зображена на мал. 26, а, де $a_1 = 5$, $a_2 = 1$, $a_3 = 2$ см, $b_1 = 0,6$, $b_2 = 2,9$, $b_3 = 3$ см, довжина елемента 5 м. Числові розрахунки показали, що необхідне значення стріли прогину та відповідний радіус гнуття $R_f = 15$ м досягаються за умов дії поперечного навантаження інтенсивністю $q = 5$ кН/м. Для фіксації досягнутого радіуса кривини необхідно прикласти до заготовки додаткове навантаження 150...200 кН, що розтягує.

Як другий приклад розглянуто особливості формоутворення панелі зі складною формою зовнішньої поверхні (мал. 27).

Геометричні характеристики панелі визначені за методикою, яка описана у другій главі. Поверхня панелі утворена трьома типами поверхонь:

циліндричною, де напрям твірної співпадає з повздожним ребренням і радіус кривини в поперечному напрямку становить приблизно 15 м;

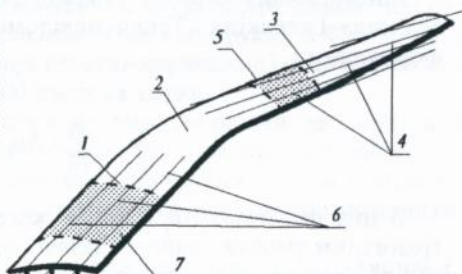
конусоподібної, близької до розгорнутої, де лінійні твірні її поверхні розташовані під кутом $15 - 30^\circ$ одна до одної і радіус кривини у повздожному напрямку змінюється від 120 до 85 м, у поперечному становить 6—12 м;

подвійної кривини, де циліндрична і конусоподібна поверхні сполучені між собою перехідною зоною, радіуси кривини вздовж ребер—12—15 м, в поперечному напрямку — 8—12 м.

На підставі особливостей, що наведені, розроблено порядок формоутворення трьох поверхонь методом вільного згинання на гідравлічному пресі (мал.28) з наступним доведенням за контуром дробострумною обробкою поверхні. Порядок являє собою вибір напрямків згинання та застосування принципу локальних навантажень при формоутворенні перехідної зони.

заготовки — В95 ($E = 7,2 \times 10^4$ МПа, $\sigma_B = 540$ МПа, $\sigma_{0,2} = 470$ МПа). За умов згину панелі впоперек розмаху жорсткістю ребер нехтуємо. Радіус гнуття, що потрібен $R_f = 15$ м. Аналіз чисельних результатів довів, що необхідна стріла прогину і відповідно радіус гнуття досягаються за навантаження інтенсивністю $q = 654$ Н/м.

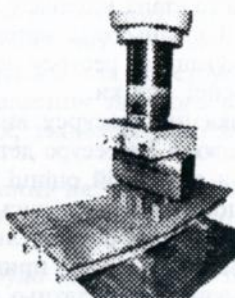
При розв'язанні задачі згину тієї ж панелі вздовж розмаху,



Мал. 27. Монолітна панель:
1,3 - відповідно циліндрична і конусоподібна поверхні;
2 - поверхня скляної форми (перехід від циліндричної до конусоподібної);
4,6 - лінійні твірні відповідно циліндричної і конусоподібної поверхонь;
5,7 - типовий сьємент (об'єктовальний).

За результатами попередніх розрахунків типового елемента, за умов вільного згинання, коли відстань між опорами менше 500 мм, отримані значення величини прогину панелі, які необхідно забезпечити при формоутворенні характерних ділянок панелей, що описані вище.

Спершу технологічний процес було відпрацьовано на зразках, а потім використано для виготовлення реальних панелей крила. Точність формоутворення контура відносно шаблонів контрольного стенду знаходились у межах 0,7—1,0 мм. Допустиме відхилення знаходиться в межах 10 мм. Додаткова кривина поверхні в зоні згину контролювалась на контрольно-вимірювальній машині типу "Альфа-3Д".



Мал. 28. Гнуття зразка панелі на гідропресі.

На зразках панелей (мал. 29) методом тензометрування досліджувався напружено-деформований стан матеріалу в зоні згину. Результати розрахункових та експериментальних досліджень наведені на мал. 28. Розходження результатів знаходиться в межах 8—12%.



Мал. 29. Вимірювання залишкових напружень в поперечному ребрі зразка панелі.

Ресурсні показники панелі оцінювались шляхом випробувань елемента конструкції крила на спеціальному стенді. За числом циклів, що еквівалентна 30 000—40 000 льотним годинам, руйнування по панелям не простежувалось. За результатами комплексних досліджень було уточнено конструкцію панелей та забезпечують стабільність параметрів процесу гнуття. Розроблено технологію виготовлення 22 найменувань панелей складної форми довжиною до 22 мм з нових матеріалів 1973Т2 і 1161Т.

ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ

1. За результатами узагальнення досліджень, що виконані, вирішено науково-технічну проблему підвищення ефективності відпрацювання на технологічність деталей заготівельно-штампувального виробництва (ЗШВ) на всіх етапах створення нових виробів. Запропоноване рішення дозволяє підвищити надійність та довготривалість виробів авіаційної техніки, зробити вигідним їх серійне виробництво.

2. Запропоновано та розроблено систему формування конструктивно-технологічного вигляду деталей ЗШВ, що дозволяє зменшити обсяг експериментальних досліджень та підвищити оперативність прийняття ефективних рішень щодо конструкції деталі та технології її виготовлення. Під час створення аналітичних основ системи використані сучасні методи описання зовнішніх обводів ЛА, комплексний аналіз напружено-дефор-

мованого стану матеріалу деталі і методи кількісної оцінки технологічності.

3. Відпрацьовано методологію узагальненого аналізу ефективності КТР з урахуванням ресурсу деталі за умов експлуатації і розроблено метод її кількісної оцінки.

Показник ресурсу визначався з урахуванням впливу технологічної спадковості на ресурс деталі за умов експлуатації.

При кількісній оцінці коефіцієнти питомого впливу показників технологічності обчислювались на основі статистичних даних з застосуванням математичного апарату лінійного програмування.

4. Запропоновано принцип класифікації деталей ЗШВ, що дозволяє сформувати в достатньо компактній формі багатоваріантність конструктивно-технологічного вигляду деталі і на цій основі, в залежності від задач, що поставлені, створити закодований образ деталі, який є основою для більш ефективного використання автоматизованої системи проектування деталей та розробки технологічних процесів.

5. Запропоновано систему обліку геометричних параметрів, які характеризують особливості формування контура обводоутворюючих деталей під час обробки на технологічність на початкових стадіях проектування нових виробів.

Систему було апробовано при оптимізації параметрів зовнішнього контура панелей консольної частини крила і центроплана виробів Ан-124 та Ан-225.

6. Розроблено та досліджено єдиний підхід до аналізу напружено-деформованого стану матеріалу заготовки під час процесу обробки на базі структурно-варіаційного методу і теорії R -функцій, який дозволяє, на відміну від відомих, розширити коло характерних для авіаційного ЗШВ технологічних задач, що вирішуються.

Адекватність прийнятих обчислювальних моделей реальним, за основними технологічними параметрами, становила від 75 до 90% в залежності від виду формоутворюючих операцій.

7. Розроблено та експериментально обґрунтовано нові технологічні рішення щодо виготовлення типових деталей з листів, труб, монолітних панелей.

Запропоновані способи формоутворення дозволили:

забезпечити виготовлення трийників з висотою відбортки 20—30 мм і вище, точність калібрування кінцевих перерізів елементів, що стикаються, в межах поля допуску 0,15 мм, підвищення якості формоутворення накоєчників і перехідників;

реалізувати гнуття панелей подвійної кривини, з точністю за контуром відносно шаблонів контрольного стенду в межах 0,7—1,0 мм;

розширити можливості формоутворення деталей типу коробок, обтічників, жорсткостей та пробивання отворів за допомогою еластичного середовища;

підвищити коефіцієнт використання матеріалу до 0,7—0,85;

скоротити строки та вартість підготовки виробництва на 20—30%;

створити нове покоління оснащення і обладнання для формоутворення

і калібрування елементів трубопроводу, гнуття монолітних панелей та штампування деталей широкої номенклатури з листових заготовок.

8. Розроблено нормативно-технічну документацію для конструкторів і технологів щодо проектування деталей, виготовлення зварного високо-ресурсного трубопроводу і вузлів тертя-ковзання, технологічного забезпечення створення нових виробів.

Документацію використано при відпрацюванні на технологічність і розробці директивних технологічних матеріалів на серійне виробництво 12 моделей літаків.

9. Результати досліджень, що проведені, було використано під час розробки принципово нових конструктивно-технологічних рішень (монолітні панелі складної форми довжиною до 22 м з нових матеріалів 1973Т2 і 1161Т, уніфіковані елементи трубопроводів з титанових і алюмінієвих сплавів та нержавіючих сталей, вузли тертя-ковзання на основі металофторопласту і т. ін.), які разом дають змогу забезпечити ресурс планера літака на рівні світових аналогів (до 40 000 льотних годин), підвищити його вагову ефективність (за результатами досліджень маса літака знижена на 1,5 т)

10. Результати роботи впроваджені на авіаційних підприємствах України СНД, Польщі і Чехії.

Основні результати дисертації опубліковані в таких роботах

1. *Сухов В.В.* Оптимизация конструктивно-технологического облика деталей заготовительно-штамповочного производства в авиастроении.— К.: Техніка, 1997.—161 с.
2. *Современные технологии обработки и сборки изделий машиностроения /Г.А. Кривов, В.В. Сухов, А.И. Бабушкин и др.—К.: Техніка, 1993.—143 с.*
3. *Максимук Б.Я., Сухов В.В., Комиссаренко А.А.* Детонация в смесях горючих газов с кислородом.—К.: Наук. дум., 1984.—120 с.
4. *Сухов В.В., Титов В.А., Житний Г.Д.* Изготовление деталей детонационно-газовой штамповкой //Авиационная промышленность.—1978.—№6.—С.43-44.
5. *Сухов В.В.,* Расчет начального давления смеси при газоимпульсной штамповке //Технология и организация производства.—1979.—№11.—С.30-33.
6. *Сухов В.В.* Изменение газодинамических параметров детонационной волны при ее распространении в геометрически изменяемом облике //Химическая технология.—1982.—№4.—С.54-55.
7. *Сухов В.В., Бабий С.В.* Пути управления полем детонационной волны //Молодые ученые—НТП: Научн.-техн. сборн. НИАТ.—1983.—С.67-70.
8. *Мильченко Е.И., Сухов В.В., Ульянов И.М.* ТИ36-17-85. Изготовление сверных втулок из металлофторопласта, К.: КМЗ, 1985-21 с.
9. *Семак И.Т., Сухов В.В., Семак С.И.* Износостойкость шарнирных подшипников скольжения с вкладышем из металлофторопласта //Долговечность трущихся деталей машин.—М.: Машиностроение, 1985.—С.234-250
10. *Титов В.А., Донской А.С., Сухов В.В. и др.* Прикладная методика расчета деформаций при штамповке деталей сложной формы методами бес-

- пуансонной штамповки.—К.: 1985.—5 с.—Деп. п.я. 2420 №Д06202
11. *Титов В.А., Сухов В.В. Мильченко Е.И.* Опыт и особенности изготовления типовых элементов конструкций из листовых металлополимерных композиционных материалов трехслойной структуры методами пластического деформирования //Авиационная технология: Научн.-техн. сборн. НИАТ.—1988.—№5(8).—С.110-113.
 12. *Сухов В.В., Младинов С.Д., Мильченко Е.И.* Калибровка концевых сечений элементов трубопровода многосекционным инструментом //Материалы совещания "Проектирование и изготовление высокоресурсного трубопровода большого диаметра".—М.: НИАТ, 1988.—С.111-113.
 13. *Сухов В.В., Мильченко Е.И., Венцовский А.В., Кохан Л.Т.* Технология и оснастка для изготовления тройников высотой отбортовки 20-30 мм. //Материалы совещания "Проектирование и изготовление высокоресурсного трубопровода большого диаметра".—М.: НИАТ, 1988.—С.90-93.
 14. *Сухов В.В., Младинов С.Д., Павлов И.В., Шелков В.С.* Оценка технологичности монолитных панелей сложной формы и выбор метода их формообразования //Авиационная технология: Научн.-техн. сборн. НИАТ.—1988.—№5(8).—С.22-23.
 15. *Сухов В.В., Житний Г.Д.* Основные принципы создания оборудования для газозрывной штамповки и перспектива его развития //Материалы Всесоюзн. научн.-техн. конф. "Импульсная обработка металлов".—Харьков.—С.86-87.
 16. *Сухов В.В.* Оценка силовых параметров детонационной волны на выходе из конусного переходника в объем //Материалы Всесоюзн. конф. "Сварка, резка, обработка материалов взрывом".—Минск: 1990.—С.195-196.
 17. *Салахетдинов З.Х., Мильченко Е.И., Сухов В.В. и др.* РТМ 1.4.1999-90. Производство сварного высокоресурсного трубопровода, М.: НИАТ, 1990.—234 с.
 18. *Лимберг Э.А., Курпа Л.В., Сухов В.В., Голубничий О.П.* Структурно-вариационный метод в САПР технологических процессов листовой штамповки //Сборн. докл. Всесоюз. науч.-практ. семинара по автоматизации инженерного труда: 2-ой Междунар. фор. "Жизнь и компьютер-91".—Харьков: 1991.—С.117-120.
 19. *Сухов В.В., Лимберг Э.А., Сизова Н.Д., Голубничий О.П.* Оценка напряженно-деформированного состояния элементов технологической оснастки для формирования трубчатых заготовок //Авиационная промышленность.—1992.—№12.—С.25-27.
 20. Методические материалы. Технологическое обеспечение создания конструкции воздушного судна. ММ 1.4.1974-93. /Сухов В.В., Кузьменко Г.Г., Буров Ю.А.—К.: УкрНИИАТ, 1993.—36 с.
 21. Методические материалы. Техничко-экономическая оценка конструктивно-технологических решений. ММ 1.4.1980-94. /Сухов В.В., Кузьменко Г.Г., Буров Ю.А.—К.: УкрНИИАТ, 1994.—14 с.
 22. *Сухов В.В.* Использование классификатора деталей в системе ТП ЗШП //Материалы Респ. науч.-техн. конф. "Экономика и кадры Украины".—Харьков, 1994.—С.98-99.
 23. *Сухов В.В.* К выбору математической модели изгиба тонколистовых заготовок /УкрНИИАТ, 1994.—10 с.—Деп. в ГНТБ Украины 13.12.94. №2399-Ук94.
 24. *Сухов В.В.* К анализу пластического деформирования металлов структурно-вариационным методом /УкрНИИАТ, 1994.—8 с.—Деп. в ГНТБ

Украины 14.12.94. №2459-Ук94.

25. *Бычков С.А., Сухов В.В.* Формообразование элементов трубопровода типа наконечников и переходников // Вопросы проектирования и технологии производства конструкций летательных аппаратов: Сборн. научн. трудов ХАИ.—Харьков: 1996.—С.20-21.
26. *Бычков С.А., Павлов И.В., Сухов В.В.* Особенности технологии изготовления определяющей номенклатуры деталей заготовительного производства // Новые технологии в машиностроении: Сб. АИН Украины.—1996.—Т.2.—С.10-12.
27. *Сухов В.В.* Повышение эффективности этапов технологического проектирования новых изделий //Авиационно-космическая техника и технология: Труды ХАИ.—Харьков: 1996.—С.37-39.
28. *Сухов В.В.* Этапы выбора конструктивно-технологических параметров деталей //Вопросы проектирования и технологии производства конструкций летательных аппаратов: Сборн. научн. трудов ХАИ.—Харьков: 1996.—С.4—6.
- 29*. ДСТУ Авіаційна техніка. Забезпечення якості виробництва. Загальні положення. ДСТУ В 3453-96. /Гробовець М.Г., Єфременко В.Т., Сухов В.В. та ін. —К.: Держ. стандарт. України, 1996.—26 с.
30. *Сухов В.В., Житний Г.Д.* Обобщенный критерий технологичности и его количественная характеристика //Інформатизація та нові технології.—1997.—№1.—С.40-43.
31. *Сухов В.В.* Количественная оценка технологичности изделий в работах исследователей /УкрНИИАТ, 1996.—6 с.— Деп. в ГНТБ Украины 02.12.1996. №234-Ук96.
32. *Сухов В.В., Младинов С.Д.* Расчет геометрических параметров деталей пространственной конфигурации /УкрНИИАТ, 1996.—9 с.—Деп. в ГНТБ Украины 02.12.96. №235-Ук96.
33. *Бычков С.А., Павлов И.В., Сухов В.В.* Количественная характеристика заготовительно-штамповочного производства /УкрНИИАТ, 1996.—4 с.—Деп. в ГНТБ Украины 17.12.96. № 276-Ук96.
34. *Сухов В.В., Бабий С.В.* Вырубка тонколистовых заготовок эластичной средой /УкрНИИАТ, 1996.— 8 с.—Деп. в ГНТБ Украины 17.12.96. № 275-Ук96.
35. *Сухов В.В.* Оптимизация конструктивно-технологических параметров деталей летательных аппаратов // Перспективные технологии, оснастка и методология подготовки производства /Под общ. ред. д.т.н. В.А.Румбешты.—К.: НТУУ(КПИ),1997.
36. *Сухов В.В.* Принципы классификации деталей// Перспективные технологии, оснастка и методология подготовки производства /Под общ. ред. д.т.н. В.А. Румбешты.—К.: НТУУ(КПИ),1997.
37. *Сухов В.В.* Учет ресурса при оптимизации конструктивно-технологических параметров деталей //Інформатизація та нові технології.—1997.—№1.— С.27-29.
38. *А.с. 486526 СССР, МКИ В21D26/06.* Способ высокоскоростной листовой штамповки. Авт.: Трахтенберг Ю.Б., Сухов В.В., Томах В.Ф., Титов В.А.
39. *А.с. 603183 СССР, МКИ В21D26/06.* Устройство для формовки деталей из трубчатых заготовок. Авт.: Бычков С.А., Мильченко Е.И., Сухов В.В.
40. *А.с. 605362 СССР, МКИ В21D26/08.* Устройство для газовой детонационной штамповки трубчатых заготовок. Авт.: Максимук Б.Я., Климен-

тьев В.И., Сухов В.В. и др.

41. А.с. 696680 СССР, МКИ B21D26/06. Матрица к устройству для импульсной штамповки трубчатых заготовок. Авт.: Бычков С.А., Мильченко Е.И., Павлов И.В., Сухов В.В.
42. А.с. 699720 СССР, МКИ B21D26/06. Устройство для гидродинамической штамповки Авт.: Сухов В.В., Бычков С.А., Ковалевский С.В., Еременко В.Е.
3. А.с. 708575, МКИ B21D26/08. Газораспределитель газовзрывного пресса. Авт.: Житний Г.Д., Сухов В.В., Томах В.Ф., Захарченко В.В.
44. А.с. 710145, МКИ B21D26/08. Устройство для газовзрывной штамповки листовых заготовок. Авт.: Чертихин Б.В., Сухов В.В., Житний Г.Д. и др.
45. А.с. 752900 СССР, МКИ B21D26/06. Устройство для гидроимпульсной штамповки трубчатых деталей. Авт.: Павлов И.В., Бычков С.А., Сухов В.В., Рубан А.П.
46. А.с. 752902 СССР, МКИ B21D26/08. Система подачи газовой смеси во взрывную камеру устройства для газовзрывной детонационной штамповки. Авт.: Житний Г.Д., Сухов В.В., Томах В.Ф., Бабий С.В.
47. А.с. 755377 СССР, МКИ B21D22/08. Способ изготовления деталей двойной кривизны из биметаллического материала. Авт.: Титов В.А., Павлов И.В., Сухов В.В. и др.
48. А.с. 849616 СССР, МКИ B21D26/14. Способ магнитно-импульсной штамповки. Авт.: Житний Г.Д., Ващенко С.В., Сухов В.В. и др.
49. А.с. 1008956 СССР, МКИ B21D26/08. Устройство для газовой детонационной штамповки листовых заготовок. Авт.: Томах В.Ф., Житний Г.Д., Захарченко В.В., Сухов В.В.
50. А.с. 1027901 СССР, МКИ B21D26/08. Устройство для детонационной газовой штамповки с нагревом заготовки. Авт.: Сухов В.В., Титов В.А., Томах В.Ф., Миловский А.Г.
51. А.с. 1262797 СССР, МКИ B21D9/08. Способ изготовления деталей типа отводов и устройство для его осуществления. Авт.: Сухов В.В., Младин С.Д., Венцковский А.В. и др.
52. А.с. 1455459 СССР, МКИ B21D 9/08. Способ изготовления панелей двойной кривизны. Авт.: Младинов С.Д., Сухов В.В., Пилипейко М.И. и др.
53. А.с. 1460813 СССР, МКИ B21D9/08. Способ изготовления панелей двойной кривизны. Авт.: Младинов С.Д., Сухов В.В., Пилипейко М.И. и др.
54. А.с. 152070 СССР, МКИ B21D26/08. Способ детонационной газовой штамповки из труднодеформируемых сплавов и устройство для его осуществления. Авт.: Сухов В.В., Житний Г.Д., Бычков В.Н., Хоркин А.П.

АННОТАЦИЯ

Сухов В.В.

Научные основы формирования
конструктивно-технологического облика деталей
заготовительно-штамповочного производства
в авиастроении.

Диссертация на соискание ученой степени доктора
технических наук
по специальности 05.07.04 — *Технология производства летательных
аппаратов.*

Украинский научно-исследовательский институт авиационной
технологии, Киев, 1997.

Диссертацией является монография "Оптимизация конструктивно-технологического облика деталей заготовительно-штамповочного производства в авиастроении" /Сухов В.В. —К.: Техніка, 1997.—161 с., в которой рассмотрены научные основы системы формирования конструктивно-технологического облика деталей ЗШП из новых конструкционных материалов и нетрадиционных конструктивных решений на базе современных методов описания внешних обводов самолета; комплексного анализа напряженно-деформированного состояния материала детали и методов количественной оценки технологичности.

Создание такой системы позволяет уменьшить объем экспериментальных исследований и повысить оперативность в принятии оптимальных решений по конструкции детали и технологии ее изготовления.

Разработаны, исследованы и внедрены в производство новые технологии и прогрессивное оборудование для гибки монолитных панелей, формообразования элементов трубопровода, деталей типа каркасов, обтекателей и коробок.

Ключевые слова:

облик, технологичность, эффективность, критерии, классификация, технологическая наследственность, ресурс, напряженно-деформированное состояние, формообразование, оборудование, экспериментальные исследования.

ANNOTATION

V. Sukhov

Scientific basis of forming structural and technological aspect of parts of blanking and die forging production in aircraft building

This is for conferring technical sciences doctors's degree on speciality 05.07.04 — *Technology of flying vehicle production*.

Ukrainian Research Institute of Aviation Technology
Kyiv, 1997.

Thesis is monograph "Optimization of structural and technological aspect of parts of blanking and die forging production in aircraft building" /V. Suchov.—K.: Technics, 1997.—161 p. Where scientific basis of system for forming structural and technological aspect of parts of blanking and die forging made of new structural materials and nontraditional structural decisions on the basis of modern methods for description aircraft outer outline; complex analysis of parts material in stressed and deformed state and quantitative methods for evaluation adaptability to manufacture are considered.

Working out of the system enables to decrease the volume of experimental research and to raise the operativeness in taking optimal decisions on part structure and technology of it's production.

New technologies and advanced equipment for monolith panel bending, pipe elements, parts of framework type, fairings and frames shaping are developed, researched and implemented into production.

Key words: aspect, adaptability to manufacture, criteria, classification, technological inheritance, resource, stressed and deformed state, shaping, equipment, experimental research.







AB 38.176