

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
АЕРОКОСМІЧНИЙ ФАКУЛЬТЕТ
КАФЕДРА ГІДРОГАЗОВИХ СИСТЕМ

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ
Завідувач кафедри
_____ Бадах В. М.
“___” _____ 20__р.

ДИПЛОМНА РОБОТА
(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)

ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ МАГІСТРА

Тема: «Розробка та дослідження системи аутригерів для транспортного літака зі злітною масою 123-132 тонн»

Виконавець: студент 2-го курсу Дяченко Дмитро Олексійович _____
(підпис)

Керівник: д.т.н., професор, Стадниченко В'ячеслав Миколайович _____
(підпис)

Консультанти з розділів:
Охорона праці: к.т.н., доцент, Казанець Віталій Іванович _____
(підпис)

Охорона навколишнього
середовища: д.т.н., професор, Фролов Валерій Федорович _____
(підпис)

Нормоконтролер: к.т.н., проф., Сивашенко Терентій Іванович _____
(підпис)

Київ 2020

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Інститут Аерокосмічний факультет
Кафедра Гідрогазових систем
Освітній ступінь Магістр
Спеціальність 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»
(шифр, найменування)
Освітньо-професійна програма «Літаки і вертольоти»

ЗАТВЕРДЖУЮ
Завідувач кафедри
Бадах В. М.
“ ___ ” _____ 2020р.

ЗАВДАННЯ

на виконання дипломної роботи студента

Дяченка Дмитра Олексійовича
(прізвище, ім'я, по-батькові)

1. Тема роботи: «Розробка та дослідження системи аутригерів для транспортного літака зі злітною масою 123-132тонн»

Затвердження наказом ректора від “ ___ ” _____ 2020р. № _____

2. Термін виконання роботи: з 05.10.2020 по 24.12.2020

3. Вихідні дані до роботи: Транспортний літак Ан-70 злітною масою 123-132 т, високоплан з класичним розміщенням оперення, робоча рідина АМГ-10, робочий тиск рідини – 21 МПа.

4. Зміст пояснювальної записки (перелік питань, що підлягають розробці): Конструкція та принцип роботи гідравлічної системи аутригерів, розрахунок на міцність експериментальної телескопічної стійки із зменшеною масою, моделювання конструкції аутригера, течії рідини в клапані.

5. Перелік обов'язкового графічного матеріалу: загальний вигляд транспортного літака АН-70, структурна схема керування аутригерами, складальне креслення аутригера, складальне креслення стійки аутригера, комп'ютерна модель аутригера, моделювання течій рідини у спеціальній частині дипломної роботи.

6. Календарний план

№ п/п	Етапи виконання роботи	Терміни виконання етапів	Відмітка про виконання (підпис)
1.	Початок роботи над роботою, визначення мети та завдань роботи	05.10.2020	
2.	Підбір літератури та матеріалів для виконання роботи	10.10.2020	
3.	Вивчення конструкції та схеми керування аутригерами	15.10.2020	
4.	Розрахунок на міцність стійки аутригера з дуралюмінієвого сплаву В96	25.10.2020	
5.	Складальне креслення аутригера та стійки аутригера	05.11.2020	
6.	Моделювання конструкції аутригера в автоматиз.комплексі INVENTOR	20.11.2020	
7.	Моделювання течії рідини в клапані за допомогою автоматиз. комплексу ANSYS	05.12.2020	
8.	Розрахунки до розділів з охорони праці та охорони навколишнього середовища	09.12.2020	
9.	Оформлення ПЗ згідно рекомендацій	17.12.2020	
10.	Перевірка, внесення правок та підписання роботи	21.12.2020	

7. Консультанти з окремих розділів роботи:

Розділ	Консультант	Дата, підпис	
		Завдання видав	Завдання прийняв
3. Охорона навколишнього середовища	д.т.н., професор Фролов В. Ф.		
4. Охорона праці	к.т.н., доцент Казанець В. І.		

Дата видачі завдання “ ____ ” _____ 2020р.

Керівник: _____ Стадниченко В.М.
(підпис)Завдання прийняв(ла) до виконання: _____ Дяченко Д.О.
(підпис)

Дата _____

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи «Розробка та дослідження системи аутригерів для транспортного літака зі злітною масою 123-132 тонн»: 102 сторінки, 37 рисунків, 5 таблиць, 7 додатків, 24 використаних джерела.

ЛІТАК, ТРАНСПОРТНИЙ, ГІДРАВЛІЧНА СИСТЕМА, СИСТЕМА АУТРИГЕРІВ, ПРИБИРАННЯ-ВИПУСК, МОДЕЛЬ АУТРИГЕРА, ТЕЛЕСКОПІЧНА СТІЙКА, МІЦНІСТЬ, МАСА, ЕЛЕКТРОІСКРОВА ОБРОБКА, МОДЕЛЮВАННЯ ТЕЧІЇ, ГІДРАВЛІЧНА РІДИНА АМГ-10, ЗАПОБІЖНИЙ КЛАПАН.

Об'єкт дослідження – телескопічна стійка аутригера (висувної опори) для транспортного літака Ан-70 зі злітною масою 123-132 тонн.

Мета дипломного проекту – зменшення маси конструкції аутригерів для літака транспортної категорії Ан-70.

У процесі виконання дипломної роботи була досліджена та проаналізована система аутригерів (т.з. висувних опор). Було прийнято рішення полегшити телескопічну стійку аутригера, яка входить до відповідної гідросистеми літака Ан-70, шляхом підбору легшого матеріалу, який буде водночас зберігати свої міцнісні характеристики із застосуванням методу електроіскрової обробки. У зв'язку з цим виконані необхідні розрахунки, які підтвердили пристойне зменшення ваги стійки аутригера на літаку зі збереженням запасу міцності.

У спеціальній (науково-інженерній) частині було виконано гідравлічний розрахунок та моделювання течії рідини в запобіжному клапані з різною геометрією дросельного каналу для системи аутригерів. Також наведені рекомендації щодо виникнення небажаних гідравлічних явищ при протіканні рідини через відповідний клапан.

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК ОСНОВНИХ УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ.....	7
ВСТУП.....	9
Розділ 1. ОСНОВНА ЧАСТИНА.....	14
1.1. Основні тенденції в розвитку систем аутригерів.....	14
1.2. Обґрунтування вибору схеми, проекрованої системи аутригерів.....	15
1.3. Вихідні дані для проектування.....	17
1.3.1. Вимоги на літак.....	17
1.3.2. Огляд відомостей транспортного літака Ан-70.....	18
1.3.3. Вимоги до системи аутригерів.....	24
Розділ 2. КОНСТРУКТОРСЬКА ЧАСТИНА.....	27
2.1. Опис системи аутригерів для транспортного літака.....	27
2.2. Відомості про гідросистему висувних опор (аутригерів).....	29
2.3. Експериментальний розрахунок на міцність телескопічної стійки аутригера.....	32
2.4. Загальні відомості про ЕІМ.....	41
2.5. Застосування електроіскрового методу легування для телескопічної стійки.....	43
Розділ 3. СПЕЦІАЛЬНА ЧАСТИНА.....	45
3.1. Гідравлічні апарати ГС (т.з. гідравлічна арматура).....	45
3.2. Моделювання течії рідини в клапані для системи аутригерів.....	47
Розділ 4. ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА.....	80
4.1. Екологічна небезпека експлуатації авіаційної техніки.....	80
4.2. Аналіз екологічної небезпеки проектованого об'єкту.....	87
4.3. Заходи направлені на запобігання екологічному збитку.....	88
4.4. Визначення екологічного збитку від витрати матеріалів, напівфабрикатів і виробів при виробництві системи аутригерів.....	88
Розділ 5. ОХОРОНА ПРАЦІ.....	90
5.1. Законодавчі та нормативно-правові акти охорони праці.....	90

5.2. Перелік небезпечних і шкідливих виробничих чинників при технічній експлуатації Ан-70.....	91
5.3. Інженерно - організаційні рішення по запобіганню можливого впливу небезпечних і шкідливих виробничих факторів на працюючого.....	93
5.4. Розрахунок заземлення Ан-70 на стоянці при технічному обслуговуванні або заправці.....	95
ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ.....	99
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....	100
ДОДАТКИ.....	102
Додаток А.....Комп'ютерна модель аутригера	
Додаток Б.....Геометрії та сітки для клапана	
Креслення.....1. Загальний вигляд літака Ан-70	
.....2. Керування аутригером	
.....3. Аутригер	
.....4. Стійка телескопічна	
.....5. Моделювання течій рідини в клапані	

ПЕРЕЛІК ОСНОВНИХ УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ

- ІСАО – Міжнародна організація цивільної авіації
- АЕЗ – автомат захисту мережі
- АіРЕО – авіаційне і радіоелектронне обладнання
- АКЗС – аеродромна киснево-зарядна станція
- АМГ – авіаційне мастило гідравлічне
- АП – авіаційні правила
- АХР – авіаційні хімічні роботи
- БВК – бортовий вантажний кран
- БП – безпека польоту
- ВЧ – високі частоти
- ГА – гідравлічний апарат
- ГС – гідравлічна система
- ГТД – газотурбінний двигун
- ДНАОП – державний нормативно-правовий акт про охорону праці
- ДР – дипломна робота
- ДСУ – допоміжна силова установка
- ЕІЛ – електроіскрове легування
- ЕІМ – електроіскровий метод
- ЕМП – електромагнітне поле
- ЗК – запобіжний клапан
- ЗПС – злітно-посадкова смуга
- ЗТВ – загально-технічні вимоги
- КХ – короткі хвилі
- ЛА – літальний апарат
- ЛТХ – льотно-технічні характеристики
- НВЧ – надвисокі частоти
- НЛП – норми льотної придатності
- ПД – поршневий двигун
- ПКМ – полімерні композиційні матеріали

ПММ – паливно-мастильні матеріали
ПНО – пілотажно-навігаційне обладнання
ПС – повітряне судно
ПТ – повітряний транспорт
РВВП – регулювання висоти вантажної підлоги
РЛС – радіолокаційна станція
СА – стандартна атмосфера
САХ – середня аеродинамічна хорда
СКМК – система керування механізацією крила
СУ – силова установка
СШК – система штурвального керування
ТГД – турбогвинтовий двигун
ТО – технічне обслуговування
ТТВ – тактико-технічні вимоги
УВЧ – ультрависокі частоти
УКХ – ультракороткі хвилі
ЦМ – центр мас
ШРАЖ – штепсельний роз'єм аеродромного живлення

ВСТУП

Повітряний транспорт (ПТ) – вид транспорту, який призначений для перевезення людей (пасажирів, десантників), тварин, різноманітних вантажів (контейнерів, цивільної / військової техніки, пошти), швидкопсувних продуктів харчування та ін. з певною метою (цивільна, військова, відпочинок). У якості такого транспорту використовуються літальні апарати (ЛА) легші (аеростати / повітряні кулі, дирижаблі, планери, дельто-, пароплани) або важчі (літаки, гелікоптери) за повітря.

Вищенаведений транспорт – найшвидший (швидкість сучасних літаків понад 900 км/год), надійний, зручний, але водночас – високовартісний [5]. Все ж, коли негайно потрібно щось перевезти на досить значну відстань, то на допомогу найкраще покликати авіацію.

Саме з таких міркувань, мною і був обраний прототип літака транспортної категорії, а саме – військово-транспортний Ан-70.

ПТ перебуває поза конкуренцією в подоланні великих водних і арктичних просторів, на далеких і наддалеких маршрутах, виконує найважливіші завдання інтернаціоналізації й глобалізації світового господарства. До останнього часу ПТ спеціалізувався переважно на перевезенні пасажирів, а серед перевезених вантажів переважали пошта, багаж, харчові швидкопсувні продукти.

Однак ПТ усе більше виконує різні функції:

- ✓ наукові;
- ✓ природоохоронні;
- ✓ протипожежні;
- ✓ рятувальні;
- ✓ монтажні;
- ✓ поліцейські;
- ✓ перевезення коштовних та термінових вантажів.

Для стійкої роботи ПТ необхідна дуже складна інфраструктура. Тому сучасні аеропорти світового значення являють собою складні інженерно-технічні спорудження із сучасними видами устаткування.

Для вантажних авіап перевезень використовують літаки великої вантажопідйомності, для яких будують спеціальні термінали. Більшість транспортних авіакомпаній, які базуються на добре обладнаних аеропортах, використовують, перероблені у вантажні модифікації, пасажирські літаки, яким необхідні спеціальні завантажувачі, що обмежує діапазон аеропортів, які можуть їх прийняти. Тому і виникла потреба у транспортних літаках, у яких спрощене завантаження / розвантаження завдяки рампі для колісної техніки та вантажного крану.

Спеціальні транспортні літаки, володіють високою вантажопідйомністю, більшим обсягом вантажної кабіни, оснащені спеціальними системами і устаткуванням, що дозволяють забезпечити виконання завантаження - розвантаження вантажів і техніки з мінімальними витратами часу.

Особливість: дана категорія літаків є високопланами, у яких фюзеляж максимально наближений до поверхні аеродрому для полегшення вантажно-розвантажувальних робіт. Для завантаження у хвостовій частині фюзеляжу наявний люк, відхилена вниз частина якого є завантажувальною рампою.

Поява даних літаків дозволила здійснювати перевезення у повітрі за короткий термін великогабаритних вантажів значної маси. Але зростання маси перевезених вантажів привело до виникнення небезпеки перекидання літака при здійсненні завантаження - розвантаження вантажів і техніки через вантажний люк, розташований у хвостовій частині літака.

Таким чином, й виникла необхідність у створенні такої системи, яка б запобігала небезпеці перекидання літака.

Це і є система аутригерів (т.з. висувних опор), що забезпечує фіксацію заднього порогу вантажної кабіни літака і виключає небезпеку перекидання

літака при здійсненні різних варіантів завантаження - вивантаження вантажів і самохідної техніки.

Системою аутригерів оснащена деяка лінійка вітчизняних і закордонних літаків, а саме: Ан-22 «Антей», Ан-70, Ан-72 «Чебурашка», Ан-74 «Чебурашка», Ан-124 «Руслан», Ан-225 «Мрія», Іл-76, Локхід С-141 «Старліфтер», Локхід С-5А «Гелексі».

В останні роки на перший план виходить проблема паливної економічності й захисту навколишнього середовища. Важливою також проблемою ПТ залишається його завантаження. Для підвищення рентабельності авіаліній авіакомпанії посилюють конкурентну боротьбу, виконуючи нерегулярні комерційні рейси. Необхідно також розуміти, що ринок повітряних перевезень дуже чутливий до політичної й економічної нестабільності у країнах.

У даній дипломній роботі (ДР) спроектована та розглянута конструкція системи аутригерів, яка забезпечує навантаження - розвантаження вантажів у транспортний літак Ан-70 зі злітною масою 123-132 тонн.

Опис літака Ан-70

Ан-70 – середньоміагістральний вантажний (оперативно - тактичний військово - транспортний) літак нового покоління ДП «Антонов» (див. **рис. 1.1**). Літак призначений для заміни морально та фізично застарілого Ан-12 [7].

Можливості даного ЛА:

- ✓ перевезення вантажів, в тому числі в контейнерах та на піддонах;
- ✓ здатен приймати на борт самохідну / несамохідну колісну та гусеничну техніку;
- ✓ дозволяє експлуатуватися на обладнаних та необладнаних аеродромах із злітно-посадковими смугами (ЗПС), які мають тверде чи ґрунтове покриття [7].

Аеродинамічна схема: 4-х моторний гвинтовентиляторний турбогвинтовий високоплан з однокільовим оперенням та хвостовим вантажним люком [7].

Прийнятий на озброєння Збройних Сил України (ЗСУ) 19 січня 2015 р.

Літак Ан-70 – вільнонесучий моноплан суцільнометалевої конструкції з верхнім розташуванням крила. Планер виготовлений з полімерних композиційних матеріалів (ПКМ) (близько 25 %) та алюмінієвих і алюмінієво-літєвих сплавів.

Крило – помірної стріловидності і великого подовження. Передкрилки, закрилки, елерони, інтерцептори й хвостове оперення виготовлені з ПКМ.

Шасі – 3-х опорне, з 2-ма головними і одною передньою опорами. При польоті усі 3 опори прибираються, основні – у гондоли обабіч фюзеляжу, а передня – у відсік під кабіною екіпажу. Передня опора шасі 2-х колісна, а основні – 6-ти колісні.

Силова установка – складається з 4 гвинтовентиляторних двигунів Д-27 потужністю 13 880 к.с. Кожен двигун оснащений двома співвісними 8-ми лопатевими гвинтовентиляторами СВ-27 діаметром $\varnothing = 4,5$ м.

Всі радіо- та електросистеми літака об'єднані в єдиний цифровий комплекс, який відповідає міжнародному стандарту MIL / STD-1553B.

Інформація від комплексу подається на 6 дисплеїв та 2 індикатори СКІ-77 на лобовому склі. Комплекс пілотажно - навігаційного обладнання (ПНО) літака має інерційну навігаційну систему на лазерних гіроскопах і приймач супутникової навігації ГЛОНАС / NAVSTAR. Ан-70 оснащений бортовою інформаційною системою БАСК-70. Після приземлення система збирає інформацію з близько 8000 датчиків і видає інформацію про стан літака та, при потребі, вказує методи усунення несправностей і перелік необхідних запчастин. Основу оборонного комплексу Ан-70 складає система радіоелектронної боротьби Л-150 «Пастель».

Вантажна кабіна літака обладнана 4-ма електротельферами і 2-ма лебідками. Загальна вантажопідйомність тельферів – 12 тон.

Повний (максимальний) склад екіпажу літака – 5 осіб:

- командир повітряного судна (ПС);
- другий пілот;

- штурман;
- радист;
- бортінженер.

Особливості застосування літака

Літак Ан-70 призначений для виконання польотів:

- за правилами візуальних польотів та по приладам;
- у простих та складних метеоумовах вдень та вночі (в тому числі при обледенінні);
- над рівнинами та горами, а також над водними просторами;
- у діапазоні від 70° північної до 55° південної географічних широт;
- за міжнародними повітряними трасами у відповідності з регіональними вимогами [6].

Ресурси та терміни служби

Проектний ресурс літака:

- 45 000 льотних годин;
- 15 000 посадок;
- термін служби 25 років.

Ресурс двигуна:

- ❖ повний призначений 18 000 годин (9 000 циклів);
- ❖ до 1-го ремонту та міжремонтний 6 000 годин (3 000 циклів) [6].

Загальний вид літака у 3-х проекціях представлено на **рис. 1.2**, а основні його характеристики наведені у **табл. 1.1**.

РОЗДІЛ 1

Основна частина

1.1. Основні тенденції в розвитку систем аутригерів

На підставі вивчення й аналізу конструкцій і роботи систем аутригерів, які встановлюються на транспортних літаках для забезпечення завантаження - розвантаження різних вантажів і самохідної техніки й запобігання перекидання літака при різних варіантах завантаження - вивантаження, можна зробити висновок про те, що на даному етапі літакобудування існує два основних напрямки розробки систем висувних опор (аутригерів):

- розробка аутригерів з телескопічними стійками, що дозволяють за рахунок більших ходів штоків значно змінювати габарити опор;
- розробка аутригерів зі стійками, виконаними конструктивно у вигляді гідроциліндрів, з малими ходами штоків і простою конструкцією.

Обидва напрямки мають свої переваги і недоліки, так, наприклад, аутригери мають досить просту конструкцію, але при цьому неможливо забезпечити малі габарити стійок опор. Телескопічні стійки мають більш складну конструкцію, але при цьому вони менші за габаритами.

Вибір напрямку розробки системи аутригерів конкретно для кожного нового літака залежить від компонування літака, місця встановлення стійок на літаку, від обсягу простору, відведеного для розміщення системи, від переліку функцій, які повинна виконувати розроблювальна система.

Існує ряд тенденцій у розвитку систем аутригерів:

- ✚ зменшення ваги конструкції вузлів і агрегатів, проектованої системи, за рахунок використання нових матеріалів, які знижують вагу конструкції системи, без зниження характеристик міцності;
- ✚ проведення конструктивних розробок, спрямованих на підвищення надійності роботи вузлів і агрегатів проектованої системи;
- ✚ забезпечення автоматизації роботи систем висувних опор, шляхом створення електрогідравлічних систем керування ними;

- ✚ розробка систем, що передбачають проведення технічного обслуговування за станом;
- ✚ збільшення переліку завдань, які вирішуються в процесі експлуатації системи;
- ✚ зменшення часу, необхідного для здійснення процесів завантаження - вивантаження.

1.2. Обґрунтування вибору схеми, проектованої системи аутригерів

На підставі вивчення й аналізу конструкції систем аутригерів літаків Ан-22, Ан-72, Ан-124, Іл-76 можна зробити висновок про те, що найбільш ефективною є розробка системи висувної опори з електрогідравлічною системою керування прибиранням - випуском і подовженням стійок аутригерів.

Така система забезпечує найбільш ефективну роботу системи сигналізації, що забезпечує контроль за роботою системи в процесі здійснення вантажно - розвантажувальних робіт. Також електрогідравлічна система висувної опори забезпечує автоматизацію процесів прибирання - випуску й подовження стійок. На літаку Ан-72 встановлена система аутригерів, в якій установка телескопічних стійок у кріпильні вузли (під задній поріг вантажної підлоги) здійснюється вручну, а повне втягування штоків стійки контролюється по червоній мітці, нанесеній на центральному штоку стійки аутригера. Після установки стійок в робоче положення необхідно підключити систему аутригерів до лівої гідравлічної системи (ГС) літака. Виконання цих робіт збільшує час, необхідний на завантаження - вивантаження вантажів і техніки, що є істотним недоліком. Тому, як прототип проектованої системи вибираємо систему аутригерів, встановлену на літаку Ан-70, що забезпечує автоматичне прибирання - випуск і подовження (втягування) стійок; ефективну систему блокування мимовільних спрацьовувань системи; ефективну систему сигналізації, що подає інформацію про етапи роботи системи на щиток керування аутригером та у кабінку екіпажу; у комплексі з

системою регулювання висоти вантажної підлоги (РВВП) система дозволяє робити заміну гальмівних коліс у короткий термін, що істотно зменшує витрати на технічне обслуговування літака.

Система аутригерів, встановлена на літаку Ан-70 має ряд переваг у порівнянні з аналогічними системами, встановленими на літаках Ан-22, Іл-76.

У системі висувних опор довжина аутригера фіксується вентилем, закривання й відкривання якого необхідно контролювати в процесі роботи системи, що вимагає додаткових витрат часу.

На літаку Ан-70 довжина стійки фіксується автоматично; система літака Ан-70 оснащена 2-ма телескопічними стійками, що приводить до розподілу навантаження, переданого на поверхню аеродрому, у той час як на літаку Іл-76 встановлена 1-на опора, що збільшує навантаження, передане на поверхню аеродрому, що погіршує умови експлуатації системи на аеродромах із ґрунтовим покриттям.

На літаку Ан-22 система блокування кранів, що забезпечують виконання операцій прибирання – випуску та подовження – втягування, – є механічною (встановлений блокувальний кулачок із засувкою). Блокування виконання тієї або іншої операції необхідно виконувати вручну. На літаку Ан-70 блокування виконується автоматично.

Відмінністю проекрованої системи в даній ДР є те, що в ній не використовуються 2 узгоджуючих клапани, що зменшує собівартість системи. У системі - прототипі – аутригери в польоті ЛА постійно перебувають під тиском (на втягування), щоб уникнути мимовільного подовження стійок. Цей недолік усувається в розробленій системі шляхом встановлення механічної засувки, що буде запобігати мимовільному подовженню стійок аутригерів, а отже, у польоті дана система не буде працювати як споживач.

1.3. Вихідні дані для проектування

1.3.1. Вимоги на літак

Вимоги, які висуваються до літаків:

1. Загальні технічні вимоги (ЗТВ) – випрацьовуються на основі всього досвіду літакобудування і відносяться до всіх видів літаків незалежно від їх призначення: норми льотної придатності (НЛП), авіаційні правила (АП);

2. Тактико-технічні вимоги (ТТВ) – висуваються замовниками до проектувальників і в подальшому визначають облік літака:

- льотно-тактичні;
- технічні;
- комерційні;
- спеціальні.

ТТВ базуються на функціональному призначенні літака. При проектуванні ЛА необхідно виконати:

- 1) Для чого потрібний проєктований літак;
- 2) Яка його основна задача;
- 3) Умови, в яких буде працювати літак;
- 4) Спецумови виходячи із специфіки застосування;
- 5) Аналіз застосування літаків прототипів (аналогів).

При створенні початкових вимог необхідно:

1. Оцінити об'єм транспортних перевезень в даному сегменті ринку;
2. Оцінити потребу в транспортних засобах;
3. Припустити можливу частоту польоту, коефіцієнт завантаження, продуктивність повітряного судна (ПС).

Вимоги до конструкції:

- Загальні (обов'язкові для всіх частин планера): аеродинамічні, компоновальні, міцнісні, технологічні, експлуатаційні, мінімальна вага;
- Спеціальні (пов'язані з призначеннями та особливостями роботи окремих вузлів).

Спроектований літак повинен задовільняти наступні вимоги:

- гарантувати безпеку польоту (БП);
- забезпечувати необхідну економічність перевезень;
- забезпечувати можливість виконання польотів в умовах поганої видимості та в умовах польоту за приладами;
- бути комфортним для обслуговування;
- мати низький рівень шуму двигунів;
- мати встановлений ліміт щодо викидів шкідливих газів;
- мати достатній об'єм вантажної кабіни;
- працювати в широкому діапазоні температур;
- бути надійним та легким в експлуатації;
- забезпечувати стабільність перевезень;
- мати оптимальне співвідношення вартості та ефективності.

1.3.2. Огляд відомостей транспортного літака Ан-70



Рисунок 1.1 – Літак Ан-70

Літак Ан-70 – це середній транспортний літак укороченого зльоту і посадки призначений для перевезення й десантування людей і вантажів. При необхідності літак може бути переобладнаний для перевезення хворих і поранених.

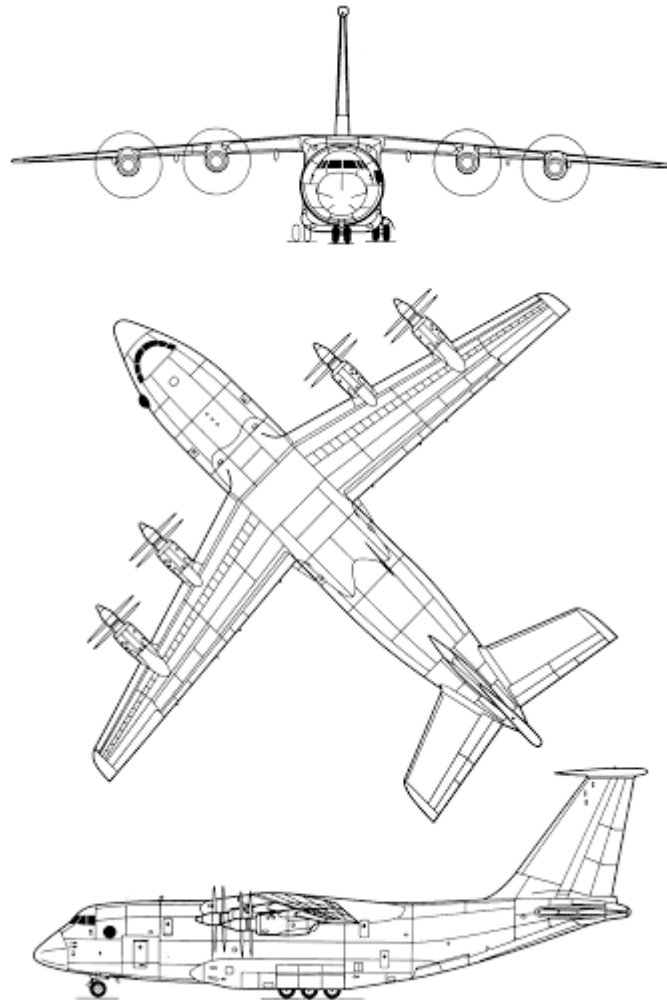


Рисунок 1.2 – Загальний вид літака Ан-70

Фюзеляж літака герметичний, являє собою суцільнометалевий напівмонокок з поздовжнім набором зі стрингерів і балок, поперечним набором зі шпангоутів і працюючої обшивки. Поперечний переріз мідельної частини фюзеляжу - круглий.

У фюзеляжі розміщена: кабіна екіпажу, технічний відсік і вантажна кабіна. У хвостовій частині фюзеляжу між шпангоутами № 50 – 57 розташований вантажний люк.

Основні технічні дані Ан-70

Найменування	Величина
<i>Льотно-технічні характеристики (ЛТХ) за стандартною атмосферою (СА)</i>	
Екіпаж	3 – 5 осіб
Силова установка (СУ)	
Двигуни	
тип	турбогвинтовентиляторний (ТГвВД) Д-27
кількість × потужність (е. к. с.)	4 × 10 300 кВт (14 000 к.с.)
Допоміжна СУ (ДСУ)	
тип	газотурбінна ТА-18
кількість	1
Максимально допустима швидкість	800 км/год
Крейсерська швидкість	700 – 750 км/год
Практична стеля	9000 – 11 600 м
Практична дальність польоту з максимальним вантажем	3 800 км
Перегінна дальність (без вантажу)	8 800 км
Потрібна довжина ЗПС	1 800 м
Довжина розгону	короткий зліт 800 м нормальний зліт 1 800 м
Довжина пробігу	коротка посадка 600 м нормальна посадка 1 550 м
<i>Дані по масам та положенню центру мас (ЦМ)</i>	
Нормальна злітна	123 000 кг
Максимальна злітна	132 000 кг
Максимальне комерційне навантаження	35 000 кг
Максимальна маса заправного палива за централізованої заправки ($\rho = 775 \text{ кг/м}^3$)	37 500 кг
Допустимі експлуатаційні положення ЦМ у частках від середньої аеродинамічної хорди (САХ)	переднє 19 % САХ заднє 36 % САХ
<i>Геометричні дані</i>	
Довжина літака	39,91 м
Розмах крила	44,18 м
Площа крила	202,6 м ²

Подовження крила	9,5
Звуження крила	3,45
Стрілоподібність крила по 0,25 хорди	15°
Висота порожнього літака на стоянці	16,0 м
Повітряний гвинт	СВ-27
Діаметр гвинта	4,5 м
Внутрішні розміри вантажної кабіни	
об'єм	574 м ³
довжина з рампою	28,55 м
довжина підлоги	18,6 м
ширина підлоги	4 м
висота за центропланом	4,5 м
висота під центропланом	4,1 м
Розміри проходу вантажного люка	
довжина проекції на площину вантажної підлоги	11,5 м
максимальна ширина	4,3 м
ширина біля порогу вантажної кабіни	4 м
Розміри проходів бокових дверей по лівому та правому борту вантажної кабіни	
ширина	0,8 м
висота	1,8 м
Розміри проходів аварійних люків по лівому та правому борту вантажної кабіни	
ширина	0,61 м
висота	1,22 м
Розміри проходу верхнього аварійного люку в кабіні екіпажу	0,5 × 0,6 м
Розміри проходу нижнього аварійного люку в кабіні екіпажу	0,7 × 0,95 м
Колія шасі	5,21 м
База шасі	14 м
Розміри шин коліс передньої та основних опор шасі	1,12 × 0,45 м

Крило літака – вільнонесуче, прямокутної форми в плані на ділянці між нервюрами № 4 і трапецієподібної форми на ділянках від нервюри № 4 до закінцівок.

Оперення літака – вільнонесуче однокільове, складається з горизонтального й вертикального оперення.

Шасі літака виконано за 3-х опорною схемою і складається з передньої опори з керованими колесами й двох основних опор. Для проведення вантажно – розвантажувальних робіт через вантажний люк у середній частині літака (під порогом вантажної кабіни) встановлені аутригери (висувні опори). Кожна основна опора включає 3 амортизаційні стійки з двома гальмівними колесами. Передня опора включає амортизаційну стійку із 2-ма негальмівними колесами.

Система керування літаком включає систему штурвального керування (СШК) і систему керування механізацією крила (СКМК).

ГС літака призначена для живлення робочою рідиною приводів системи керування літаком, а також для керування прибиранням - випуском шасі, поворотом коліс передньої опори шасі, гальмуванням коліс, відкриттям - закриттям вхідних дверей, вантажолюку і аварійного люку, випуском - прибиранням вітродвигуна і аутригерів, відкатом крісел льотчиків і бортінженера. Гідросистема складається з автономних ГС № 1,2,3,4. 2 ГС обслуговують приводи систем управління літаком (№ 1 та 4), а дві інші (№ 2 та 3), крім приводів системи керування, живлять рідиною інші споживачі (шасі, вантажолюк, систему висувних опор і т.д.).

Основним джерелом тиску в кожній ГС слугує плунжерний насос з приводом від двигуна. Крім основного насосу в кожній гідросистемі передбачені резервні джерела тиску (гідротрансформатори, турбонасосні установки в системах № 2 та 3, електропривідна станція, встановлена в системі № 3). Крім того, в системі № 3 встановлений вітродвигун.

Паливо на літаку розміщується в 13-х крилових баках - кесонах [6].

Завантаження вантажів і самохідної техніки в літак здійснюються в різних варіантах:

1. Завантаження - вивантаження з відкотом рампи під фюзеляж (за допомогою бортового вантажного крану / БВК) – перед відкотом рампи

виконується випуск аутригерів і підйом літака на опорах до висоти порога H_{en}
 $= 2250\text{мм}$ (225см);

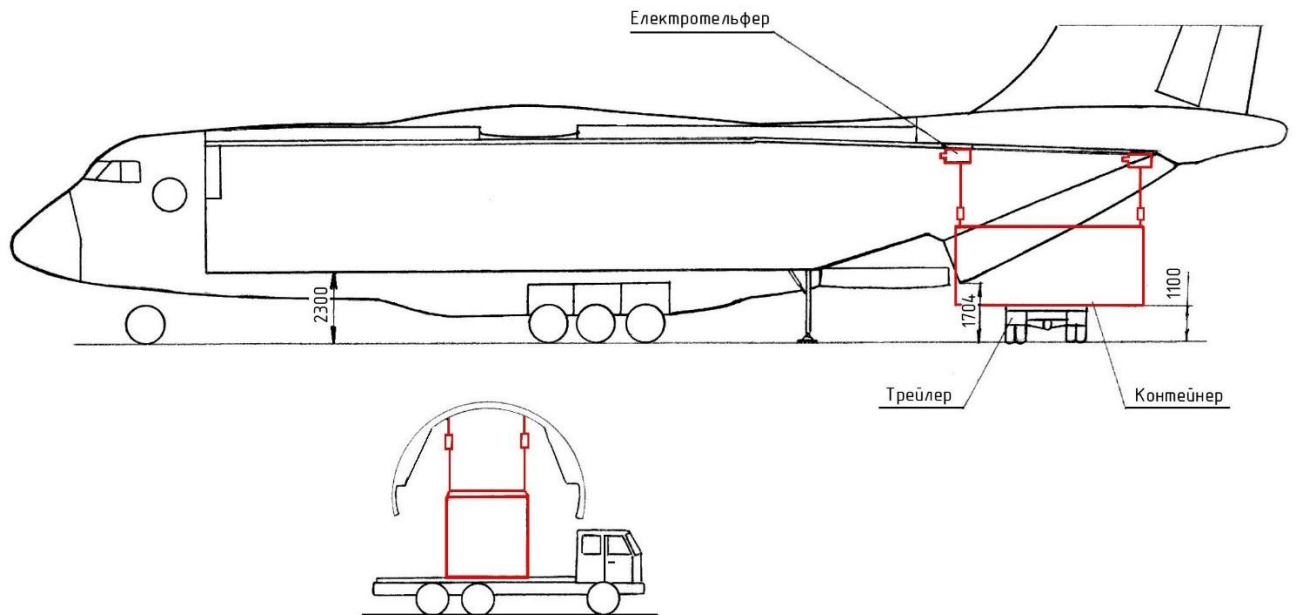


Рисунок 1.3 – Завантаження - розвантаження за допомогою БВК

2. Завантаження - вивантаження самохідної техніки – при завантаженні - вивантаженні самохідної техніки для забезпечення максимального кута наїзду $L_n = 13^\circ$, використовується система РВВП, що забезпечує максимальну висоту вантажного порогу $H = 1700\text{мм}$; під вантажним порогом встановлюються аутригери.

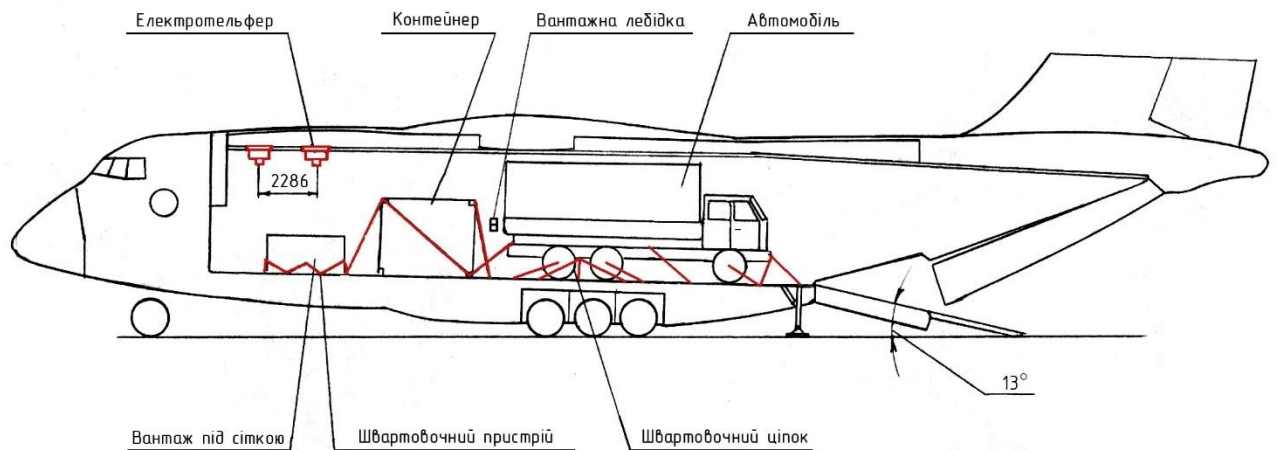


Рисунок 1.4 – Завантаження - розвантаження самохідної техніки

Розміщення вантажів і самохідної техніки виконується таким чином, щоб підсумкове центрування літака перебувало в припустимому діапазоні центрівок.

1.3.3. Вимоги до системи аутригерів

Загальні вимоги

Система аутригерів повинна відповідати ряду основних загальних вимог:

- ✓ мінімальна вага системи;
- ✓ мінімальні габарити системи;
- ✓ достатня міцність системи;
- ✓ достатня довговічність системи.

Тактико - технічні вимоги

Система аутригерів повинна забезпечити надійну фіксацію порогу вантажної підлоги при навантаженні на кожен стійку до 25000 кгс (250кН) (припустиме опускання порогу не більше 1 мм/год).

У системі повинен бути встановлений запобіжний клапан, що спрацьовує при досягненні тиску в порожнині стійки більше 26МПа (260кгс/см²), тобто при зовнішньому навантаженні на кожен стійку не більше 25000кгс (250кН).

Електрична схема системи керування аутригерами повинна відповідати вимогам, зазначеним у документації.

Аутригер і його вхідні механізми й агрегати повинні відповідати інструкції й кресленням.

Робоча рідина в стійці висувної опори і в системі - мастило АМГ-10.

Основні технічні дані:

Робоча рідина	АМГ - 10
Номінальний робочий тиск:	
на випуск	210кг/см ² (21МПа)
на втягування	150кг/см ² (15МПа)
Припустиме навантаження на опору	25000кгс (250кН)
Діапазон температур	від -60° до +60°
Максимальна довжина опори	2380 мм
Мінімальна довжина опори	1250 мм
Маса опори	83,98 кг

Використання даної системи повинне забезпечувати виконання завантаження - розвантаження вантажів і самохідної техніки в максимально короткий термін [6].

Вимоги до контролепридатності

Система висувних опор повинна бути обладнана вбудованою системою сигналізації, що виводить інформацію на щиток керування аутригерами. Інформація також повинна подаватися в кабіну екіпажу у вигляді сигналу «К взлёту не готов».

Інформація про роботу системи аутригерів виводиться на світлове табло: «Опора не на замках» жовтих кольорів - загоряється при відкритті замків прибраного положення стійок. Цей же сигнал надходить у кабіну екіпажу на

ІМ-2; попереджуваче табло «Прекр. погрузку» жовтих кольорів - загоряється у випадку відхилення хоча б однієї зі стійок на кут більше 6^0 у поздовжньому напрямку; попереджуваче табло «Опора не убрана» і табло, що повідомляє, зелених кольорів «Опора убрана» [6].

Для забезпечення сигналізації кінцеві вимикачі повинні бути встановлені на:

- ✓ замках прибраного положення (по 2);
- ✓ стійках (втягнене положення - по 1);
- ✓ підкосах (крайне положення - по 1).

Вимоги норм льотної придатності

Система аутригерів повинна бути виконана відповідно до вимог норм льотної придатності (НЛП) [21]. Її гідравлічна частина повинна відповідати вимогам, пропонованим у НЛП до гідросистем.

Висновок

Нині у літакобудуванні можна виділити 2 основних напрямки розробки систем висувних опор (аутригерів):

- розробка з телескопічними стійками, що дозволяють за рахунок більших ходів штоків значно змінювати габарити опор;
- розробка зі стійками, виконаними конструктивно у вигляді гідроциліндрів, з малими ходами штоків і простою конструкцією.

Також система аутригерів для сучасних транспортних літаків має відповідати ряду основних вимог щодо:

- ✓ мінімальної ваги;
- ✓ мінімальних габаритів;
- ✓ достатніх характеристик міцності;
- ✓ достатньої довговічності.

РОЗДІЛ 2

Конструкторська частина

2.1. Опис системи аутригерів для транспортного літака

Мета виконання роботи

Метою виконання даної ДР є: розробка та дослідження системи аутригерів для завантажувально-розвантажувальних робіт транспортного літака зі злітною масою 123-132 тонн (на прикладі Ан-70).

Конструктивна частина аутригера

Аутригер (див. **рис. 2.5** та **Додаток А**) – призначений для підйому і фіксації заднього порога вантажної кабіни під час завантаження - вивантаження вантажів і самохідної техніки в транспортний літак з метою запобігання відриву передньої опори шасі від землі й перекидання літака на хвіст під час завантаження.

До складу аутригера входять: дві телескопічні стійки (ліва й права, однакові по конструкції), шарнірно закріплені на поздовжніх траверсах, які кріпляться кронштейнами до шпангоутів в обтічнику шасі; два пружинних підкоси, що дозволяють відхилитися стійкам висувної опори в поздовжньому напрямку на кут $\pm 3^\circ$; два циліндри прибирання - випуску, що здійснюють прибирання - випуск стійок висувної опори, які дозволяють відхилитися стійці в поперечному напрямку на кут $\pm 3^\circ$; два замки прибраного положення, які утримують висувні опори в прибраному положенні; два пропускних клапани; механізм стулок; дві п'яти опорні; шарнірна гідропроводка; панель гідроагрегатів, встановлена на борту в обтічнику шасі між шпангоутами.

Аутригери можуть бути використані при підйомі літака, при зміні гальмівних коліс шасі в комплекті з системою РВВП, а також для забезпечення підйому літака системою РВВП при відмові 1-єї або 2-х насосних станцій у системі [6].

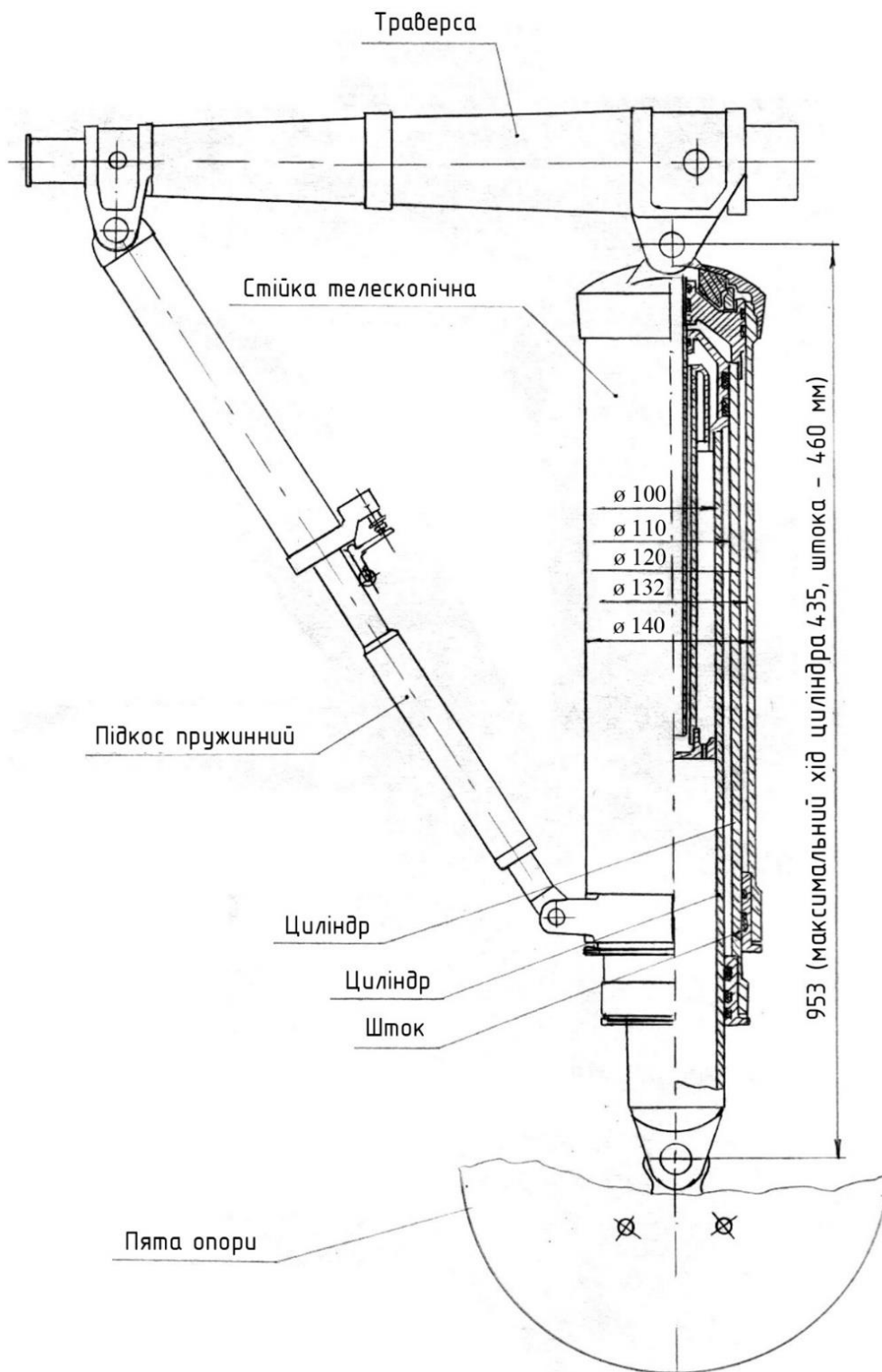


Рисунок 2.5 – Конструкція висувної опори (аутригера)

Склад системи керування випуском - прибиранням і подовженням

Система прибирання - випуску й подовження аутригерів призначена для:

- ✓ Керування прибиранням і випуском висувних опор з постановкою на замки прибраного положення;
- ✓ Керування подовженням і втягуванням стійок аутригерів;
- ✓ Блокування системою РВВП при випущеному аутригері;
- ✓ Блокування прибирання опори, якщо її стійка не втягнена;
- ✓ Блокування прибирання - випуску й подовження висувних опор, якщо основна опора шасі не обтиснута [6].

2.2. Відомості про гідросистему висувних опор (аутригерів)

Схему ГС прибирання-випуску та подовження опор можна подати у нижченаведеному вигляді (**рис. 2.6**).

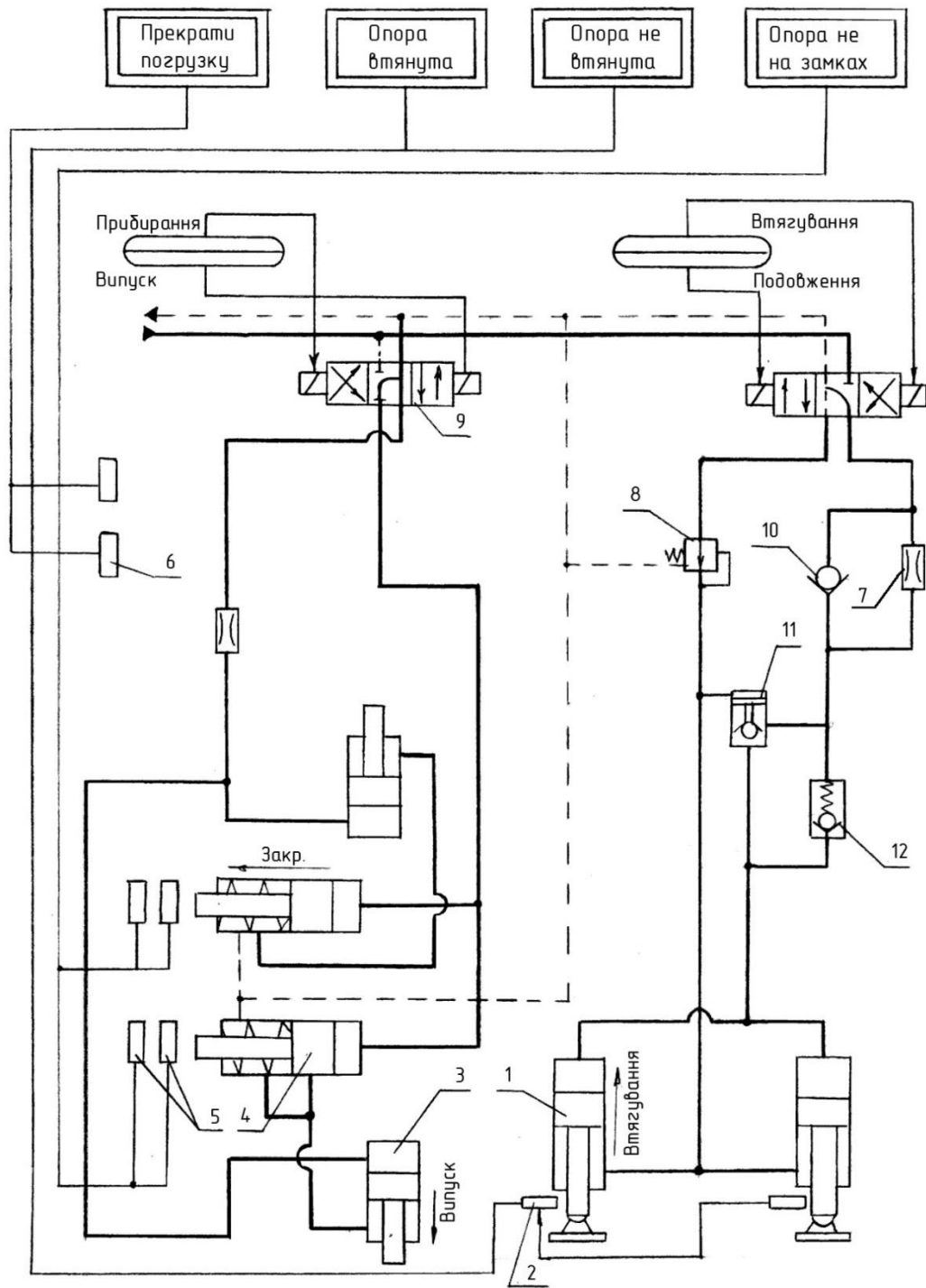


Рисунок 2.6 – Принципова схема ГС прибирання-випуску та подовження аутригерів

Специфікація до схеми:

----- – лінії нагнітання / електрозв'язку;

- - - - - – лінії зливу;

- 1 – стійка аутригера;
- 2 – мікрровимикач випущеного положення ВКП-Д713;
- 3 – гідроциліндр прибирання-випуску;
- 4 – гідроциліндр замка прибраного положення;
- 5 – кінцеві вимикачі прибраного положення;
- 6 – мікроперемикач підкоса висувної опори;
- 7 – дросель;
- 8 – редуктор;
- 9 – електрогідравлічний розподільник;
- 10 – зворотний клапан;
- 11 – гідрозамок;
- 12 – клапан перепускний.

Алгоритм, за яким працює система аутригерів

Керування аутригерами здійснюється зі щитка керування за допомогою 2-х електричних перемикачів:

- електричним перемикачем натискного типу на два положення «Уборка» і «Вывпуск» з нейтральним положенням;
- електричним перемикачем на три положення «Втягивание», «Нейтраль», «Удлинение», причому положення «Втягивание» фіксоване, а «Удлинение» натискне.

Для випуску аутригера необхідно на його пульті керування натиснути тумблер «Уборка - Вывпуск» в положення «Вывпуск». При цьому рідина з лінії нагнітання гідросистеми літака № 3 через кран, керуючий прибиранням - випуском висувної опори, надходить у лінію випуску опори. З лінії випуску рідина надходить в замок прибраного положення і після його відкриття аутригер випускається.

Після випуску опор (протягом 10-12 с) необхідно 2-ий тумблер «Втягивание - Нейтраль - Удлинение» натиснути в положення «Удлинение» і тримати в цьому положенні до упору стійок в землю. При цьому рідина з лінії нагнітання гідросистеми № 3 надходить у лінію подовження опор через електрогідравлічний кран та дросель, далі прямує в циліндр стійки. Після того як рідина надійде в порожнину циліндра аутригера, – починає висуватися центральний шток на хід 460 мм.

При відхиленні стійок опор в поздовжньому напрямку на кут більше 5° , на щитку керування опорами з'являється попереджуючий сигнал «Прекр. погрузку».

Для здійснення прибирання аутригера необхідно його спочатку втягнути. Для цього трипозиційний тумблер встановлюють у положення «Втягивание»; при цьому живиться електрогідравлічний кран і рідина надходить з лінії нагнітання гідросистеми через редуктор, що знижує тиск до 150 кгс/см^2 (15 МПа), у штокові порожнини стійки. Стійка втягується. Одночасно рідина з порожнини циліндра витісняється в лінію зливу.

Після того як стійка буде втягнена, необхідно тумблер «Уборка – Выпуск» встановити в положення «Уборка» (після того, як засвітиться зелений сигнал «Опора втянута»). По цій команді живиться електрогідрокран і рідина з лінії нагнітання під тиском 210 кгс/см^2 (21 МПа) надходить у лінію прибирання висувної опори. Аутригер прибирається [6].

2.3. Експериментальний розрахунок на міцність телескопічної стійки аутригера

Передумови та цілі розрахунку

Проведення розрахунку спроектовано для понаднормованого завантаження аутригера у 2-х кратному значенні $P_y^p = 2 \cdot 25 = 50m$. Це пов'язано з можливістю виникнення несправності одного з аутригерів (тобто як позаштатний варіант), а також тими випадками, коли перед інженерами

поставлено завдання на проведення випробування системи, щоб пересвідчитися – чи потрібно застосовувати певні заходи, або ні.

Звичайно, якщо є можливість зробити певне т.з. “поліпшення” / модернізацію для відповідного об’єкту випробування, то кваліфікований персонал вирушає на допомогу.

У зв’язку з цим мною обраний та проведений розрахунок на міцність, щоб перевірити характеристики наявних використовуваних матеріалів з подальшим рекомендаціями заміни на інші.

Моя глобальна задача полягає у зменшенні ваги досліджуваних аутригерів (опор) шляхом заміни на дещо легший матеріал, який на 20 – 30 % менш міцний. При цьому коефіцієнт запасу міцності впроваджуваного матеріалу буде збережений до нормального та прийняттого значення, а міцність – одночасно і компенсована, і збільшена шляхом застосування електроіскрового методу (EIM) [17]. Даним покриттям при EIM цілком реально досягнути підвищення міцності відповідно легшого матеріалу на 30 – 40 %.

Вищенаведена процедура спеціально розроблена, щоб заощадити близько 10 % маси. Така дія дуже важлива для авіації, де кожний кілограм ваги у конструкції літака проєктанти намагаються прибрати. Відповідно даний алгоритм забезпечує додаткове збільшення корисного навантаження, яке спроможний взяти літак на борт або заправку баків більшою кількістю палива та т.п.

Безпосередній міцністний розрахунок

Основні конструкційні матеріали, які використовуються в деталях для даної конструкції:

- *сталь 30ХГСН2МА* з межею міцності –

$$\sigma_v = 162 \frac{\text{кгс}}{\text{мм}^2} = 1620 \text{МПа} \text{ (телескопічна стійка);}$$

- *хромомангосиліцієва сталь (хромансиль)30ХГСА* з межею міцності –

$$\sigma_6 = 120 \frac{\text{кгс}}{\text{мм}^2} = 1200 \text{МПа} \text{ (пружинний підкос);}$$

- *титановий сплав ВТ – 22* з межею міцності –

$$\sigma_6 = 128 \frac{\text{кгс}}{\text{мм}^2} = 1280 \text{МПа} \text{ (траверса та опорна п'ята).}$$

Розрахунок опори на міцність справедливий для наступних зовнішніх навантажень:

- максимальне розрахункове вертикальне навантаження:
- $P_y^p = 50t = 500 \text{кН};$
- максимальне розрахункове поздовжнє навантаження:
- $P_x^p = 0,75t = 7,5 \text{кН}.$

Навантаження P_x^p визначається *тах* зусиллям у пружинному підкосі, оскільки при *тах* обтисненні пружинного підкоса спрацьовує сигналізація й навантаження припиняється ($P_{np}^p = 2,79t = 27,9 \text{кН}$).

Для зручності представлення результатів можемо звести навантаження стійки до таких числових параметрів, а саме:

1. Зовнішні навантаження:

$$P_y = 50t(500 \text{кН}) ; P_x = \pm 0,75t(7,5 \text{кН});$$

2. Обпресування:

а) циліндрової порожнини

$$P_{ci}^e = 395_{-5}^{+10} \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2} (39,5 \text{МПа}); \text{ [експлуатаційне навантаження];}$$

$$P_{ci}^p = 600 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2} (60 \text{МПа}); \text{ [розрахункове навантаження];}$$

б) штокової порожнини

$$P_{ш}^e = 225 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2} (22,5 \text{МПа}); \text{ [експлуатаційне навантаження];}$$

$$P_{ш}^p = 338 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2} (33,8 \text{ МПа}); [\text{розрахункове навантаження}];$$

3. Робочий тиск:

а) на випуск аутригера

$$P^e = 210 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2} (21 \text{ МПа}); P^p = 315 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2} (31,5 \text{ МПа});$$

[експлуатаційний та розрахунковий тиски];

б) на втягування аутригера

$$P^e = 150 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2} (15 \text{ МПа}); P^p = 225 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2} (22,5 \text{ МПа});$$

[експлуатаційний та розрахунковий тиски].

Тепер можемо перейти до безпосереднього розрахунку стійки, як найбільш навантаженого елемента в системі аутригерів.

Представимо ілюстраційно розрахункові схеми стійки для більшої зручності на **рис. 2.7**.

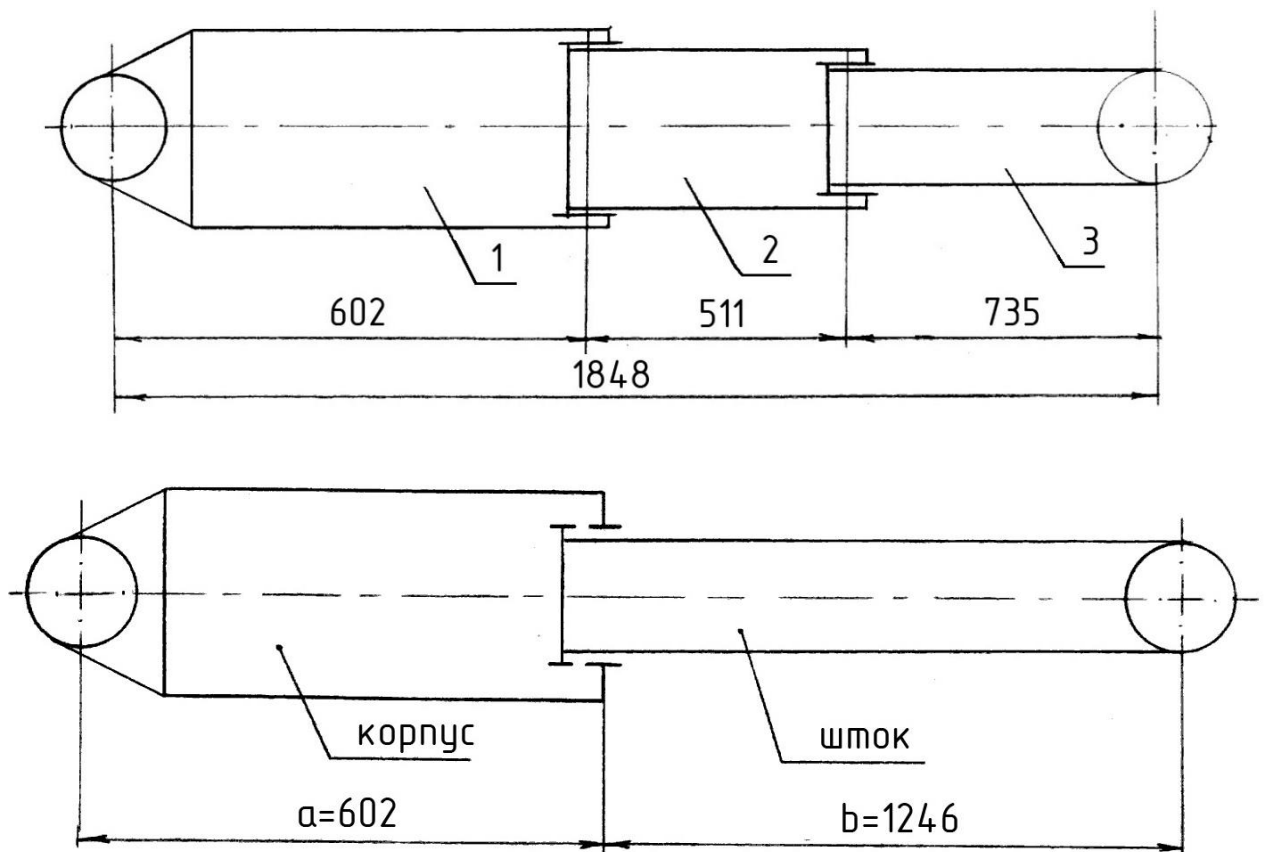


Рисунок 2.7 – Розрахункові схеми для телескопічної стійки

Цифрові позначення на схемі:

1 – циліндр $\varnothing 140 \times 132$ мм;

2 – шток $\varnothing 120 \times 110$ мм;

3 – шток $\varnothing 100 \times 92$ мм.

Проводимо необхідні обчислення на стійкість з використанням сталі

30ХГСН2МА

Корпус (циліндр) $\varnothing 140 \times 132$ мм (зовнішній діаметр $D = 140$ мм; внутрішній діаметр $d = 132$ мм відповідно для циліндру)

1) Площа кільцевого перетину корпусу:

$$F_{\kappa} = \frac{\pi}{4} \cdot (D^2 - d^2) = \frac{3,14}{4} \cdot (140^2 - 132^2) = 1708,16 [\text{мм}^2] = 17,08 \cdot 10^{-4} [\text{м}^2];$$

2) Момент інерції кільцевого перетину циліндру (зовнішній радіус кільцевого перетину $R = D / 2 = 140 / 2 = 70$ мм; внутрішній радіус кільцевого перетину $R = d / 2 = 132 / 2 = 66$ мм відповідно):

$$I_{\kappa} = \frac{\pi}{4} \cdot (R^4 - r^4) = \frac{3,14}{4} \cdot (70^4 - 66^4) = 3952682,24 [\text{мм}^4] = 395,3 \cdot 10^{-8} [\text{м}^4];$$

3) Головний радіус інерції перетину:

$$i_{\kappa} = \sqrt{\frac{I_{\kappa}}{F_{\kappa}}} = \sqrt{\frac{395,3 \cdot 10^{-8}}{17,08 \cdot 10^{-4}}} = 0,048 [\text{м}].$$

Шток: $\varnothing 100 \times 92$ мм (зовнішній діаметр $D = 100$ мм; внутрішній діаметр $d = 92$ мм відповідно для штока)

4) Площа кільцевого перетину штока:

$$F_{\text{шт.}} = \frac{\pi}{4} \cdot (D^2 - d^2) = \frac{3,14}{4} \cdot (100^2 - 92^2) = 1205,76 [\text{мм}^2] = 12,06 \cdot 10^{-4} [\text{м}^2];$$

5) Момент інерції кільцевого перетину штока (зовнішній радіус кільцевого перетину $R = D / 2 = 100 / 2 = 50$ мм; внутрішній радіус кільцевого перетину $R = d / 2 = 92 / 2 = 46$ мм відповідно):

$$I_{\text{шт.}} = \frac{\pi}{4} \cdot (R^4 - r^4) = \frac{3,14}{4} \cdot (50^4 - 46^4) = 1391447,04 [\text{мм}^4] = 139,1 \cdot 10^{-8} [\text{м}^4];$$

6) Головний радіус інерції перетину (існує також як i_{\min}):

$$i_{um.} = \sqrt{\frac{I_{um.}}{F_{um.}}} = \sqrt{\frac{139,1 \cdot 10^{-8}}{12,06 \cdot 10^{-4}}} = 0,034[\text{м}];$$

7) Гнучкість стрижня (загальна довжина стійки $L = 1848$ мм відповідно):

$$\lambda = \frac{L}{i_{\min}} = \frac{1,848}{0,034} = 54,353;$$

Для сталі 30ХГСН2МА визначаємо додаткові параметри:

- Коефіцієнт поздовжнього згину (використовуючи інтерполяційний метод) [14]:

$$\varphi = 0,84 - \frac{(0,84 - 0,78) \cdot 4,353}{(60 - 50)} = 0,814;$$

- Межа пропорційності відповідного матеріалу [15]:

$$\sigma_{np.} = 1375[\text{МПа}].$$

8) Критичне напруження для корпусу (циліндру):

$$\sigma_{кр.}^{\kappa} = \varphi \cdot \sigma_{np.} = 0,814 \cdot 1375 = 1119,25[\text{МПа}];$$

9) Діюче напруження:

$$\sigma_{\kappa} = \frac{P_y^p}{F_{\kappa}} = \frac{500000}{17,08 \cdot 10^{-4}} = 292,74[\text{МПа}];$$

10) Коефіцієнт запасу міцності (КЗМ):

$$K = \frac{\sigma_{кр.}^{\kappa}}{\sigma_{\kappa}} = \frac{1119,25}{292,74} = 3,823.$$

Шток $\varnothing 120 \times 110$ мм (зовнішній діаметр $D = 120$ мм; внутрішній діаметр $d = 110$ мм відповідно для штока)

10) Площа кільцевого перетину штока:

$$F_{um.} = \frac{\pi}{4} \cdot (D^2 - d^2) = \frac{3,14}{4} \cdot (120^2 - 110^2) = 1805,5[\text{мм}^2] = 18,06 \cdot 10^{-4}[\text{м}^2];$$

11) Момент інерції кільцевого перетину штока (зовнішній радіус кільцевого перетину $R = D / 2 = 120 / 2 = 60$ мм; внутрішній радіус кільцевого перетину $R = d / 2 = 110 / 2 = 55$ мм відповідно):

$$I_{ум.} = \frac{\pi}{4} \cdot (R^4 - r^4) = \frac{3,14}{4} \cdot (60^4 - 55^4) = 2990359,38 [мм^4] = 299,04 \cdot 10^{-8} [м^4];$$

12) Головний радіус інерції перетину (існує також як i_{min}):

$$i_{ум.} = \sqrt{\frac{I_{ум.}}{F_{ум.}}} = \sqrt{\frac{299,04 \cdot 10^{-8}}{18,06 \cdot 10^{-4}}} = 0,041 [м];$$

13) Критичне напруження для штока (методом співвідношення площ циліндру та відповідного штока):

$$\sigma_{кр.}^{ум.} = \sigma_{кр.}^к \cdot \frac{F_к}{F_{ум.}} = 1119,25 \cdot \frac{17,08 \cdot 10^{-4}}{18,06 \cdot 10^{-4}} = 1058,52 [МПа];$$

14) Діюче напруження:

$$\sigma_{ум.} = \frac{P_y}{F_{ум.}} = \frac{500000}{18,06 \cdot 10^{-4}} = 276,85 [МПа];$$

15) Коефіцієнт запасу міцності (КЗМ):

$$K = \frac{\sigma_{кр.}^{ум.}}{\sigma_{ум.}} = \frac{1058,52}{276,85} = 3,823;$$

16) Критичне навантаження для корпусу (циліндру):

$$P_{кр}^к = \sigma_{кр.}^к \cdot F_к \cdot \frac{a}{L} = 1119,25 \cdot 1708,16 \cdot \frac{602}{1848} = 622,802 [кН];$$

17) Критичне навантаження для штока:

$$P_{кр}^{ум.} = \sigma_{кр.}^{ум.} \cdot F_{ум.} \cdot \frac{b}{L} = 1058,52 \cdot 1805,5 \cdot \frac{1246}{1848} = 1288,584 [кН];$$

18) Сумарне критичне навантаження для корпусу (циліндру) та штока:

$$P_{кр}^{\Sigma} = \sigma_{кр.}^к \cdot F_к \cdot \frac{a}{L} + \sigma_{кр.}^{ум.} \cdot F_{ум.} \cdot \frac{b}{L} = 1119,25 \cdot 1708,16 \cdot \frac{602}{1848} + 1058,52 \cdot 1805,5 \cdot \frac{1246}{1848} = 1911,386 [кН].$$

Отже, нас цікавить числове значення параметру КЗМ, який рівний $K = 3,823[од.]$. Оскільки в авіабудуванні даний коефіцієнт має діапазон $K = 1,5 - 2,0[од.]$, то перерахунок з іншим матеріалом буде доречним.

Підбираю матеріал: *зміцнений дуралюмінієвий сплав В96* з межею міцності –

$\sigma_{\epsilon} = \sigma_{\epsilon}^{B96} + 40\% = 720 + 0,4 \cdot 720 = 1008 \frac{кгс}{мм^2} = 1008 МПа$ (відповідно для телескопічної стійки) [16].

Для дуралюмінієвого сплаву В96 зміцненим за допомогою ЕІМ на 40 % визначаємо додаткові параметри повторно:

- Коефіцієнт поздовжнього згину [14]:

$$\varphi = 0,568 - \frac{(0,568 - 0,455) \cdot 4,353}{(60 - 50)} = 0,519;$$

Оскільки отримане значення коефіцієнту справедливе для дуралюмініїв, то виконуємо корегування вищерахованого параметру.

Приймаємо: $\varphi = 0,515$.

- Межа пропорційності відповідного матеріалу [15]:

$$\sigma_{np.} = \sigma_{np.}^{B96} + 40\% = 630 + 288 = 918 [МПа].$$

- ❖ Критичне напруження для корпусу (циліндру):

$$\sigma_{кр.}^{\kappa} = \varphi \cdot \sigma_{np.} = 0,515 \cdot 918 = 472,77 [МПа];$$

- ❖ Діюче напруження:

$$\sigma_{\kappa} = \frac{P_y^p}{F_{\kappa}} = \frac{500000}{17,08 \cdot 10^{-4}} = 292,74 [МПа];$$

- ❖ Коефіцієнт запасу міцності (КЗМ):

$$K = \frac{\sigma_{кр.}^{\kappa}}{\sigma_{\kappa}} = \frac{472,77}{292,74} = 1,615.$$

- ❖ Критичне напруження для штока:

$$\sigma_{кр.}^{ум.} = \sigma_{кр.}^к \cdot \frac{F_к}{F_{ум.}} = 472,77 \cdot \frac{17,08 \cdot 10^{-4}}{18,06 \cdot 10^{-4}} = 447,116 [МПа];$$

❖ Діюче напруження:

$$\sigma_{ум.} = \frac{P_y^p}{F_{ум.}} = \frac{500000}{18,06 \cdot 10^{-4}} = 276,85 [МПа];$$

❖ КЗМ:

$$K = \frac{\sigma_{кр.}^{ум.}}{\sigma_{ум.}} = \frac{447,116}{276,85} = 1,615;$$

❖ Критичне навантаження для корпусу (циліндру):

$$P_{кр}^к = \sigma_{кр.}^к \cdot F_к \cdot \frac{a}{L} = 472,77 \cdot 1708,16 \cdot \frac{602}{1848} = 263,071 [кН];$$

❖ Критичне навантаження для штока:

$$P_{кр}^{ум.} = \sigma_{кр.}^{ум.} \cdot F_{ум.} \cdot \frac{b}{L} = 447,116 \cdot 1805,5 \cdot \frac{1246}{1848} = 544,294 [кН];$$

❖ Сумарне критичне навантаження для корпусу (циліндру) та штока:

$$P_{кр}^{\Sigma} = \sigma_{кр.}^к \cdot F_к \cdot \frac{a}{L} + \sigma_{кр.}^{ум.} \cdot F_{ум.} \cdot \frac{b}{L} = 472,77 \cdot 1708,16 \cdot \frac{602}{1848} + 447,116 \cdot 1805,5 \cdot \frac{1246}{1848} = 807,365 [кН].$$

Як бачимо, у цьому вже випадку КЗМ склав $K = 1,615 [од.]$, що попадає у діапазон, який характерний для машинобудівної авіаційної галузі.

Підсумки проведеної роботи

Отже, наведемо обробку та результати, які є цікавими для порівняння телескопічної стійки-прототипу та експериментальної для висувної опори:

КЗМ: прототипу – $K_n = 3,823 [од.]$;

розрахованої – $K_p = 1,615 [од.]$;

Маса: прототипу – $m_n = 41,957 [кг]$;

розрахованої – $m_p = 26,107 [кг]$;

Зменшення маси: $\Delta_m = 41,957 - 26,107 = 15,85 [кг]$.

Оскільки загальна маса системи 1-го аутригера-прототипу становить $m_{н.с.} = 119,28$ [кг], то, виконавши перерахунок, отримаємо масу нової висувної опори:

$$m_{н.с.} = 119,28 - 15,85 = 103,43 \text{ [кг]}.$$

Відповідне відсоткове зменшення маси системи буде наступним:

$$\Delta_{m.c.} = (15,85 / 119,28) * 100 \% = 13,288 \text{ [\%]}.$$

Врешті, можна зробити висновок, про те, що розглянутий експериментальний розрахунок показав пристойні значення щодо оптимального поєднання параметрів міцності та маси. Як наслідок, вищенаведений розрахунок цілком доречний і є таким, котрий може впроваджуватися та використовуватися для модернізації системи аутригерів.

2.4. Загальні відомості про ЕІМ

Електроіскрову обробку застосовують для зміцнення поверхневого шару металів. Зміцнення полягає в тому, що на поверхню виробів наносять тонкий шар будь-якого металу, сплаву або композиційного матеріалу.

ЕІМ був розроблений у 1943 р., вченими Б.Р. і Н.І. Лазаренками. Метод заснований на тому, що енергія до поверхні виробу, що обробляється, підводиться у вигляді імпульсів великої частоти і малої тривалості. Час, за який відбувається розряд, вимірюється десятками мікросекунд (від 20 до 200 мкс) при густині струму до 10 000 А/мм². Внаслідок високої концентрації енергії на малій ділянці поверхні деталі електричні розряди (короткі дуги) створюють високу температуру (до 10 000 °С); при цьому відбувається розплавлення і часткове випаровування елементарних об'ємів металу.

Миттєве розплавлення частинок металу, викликане енергією, що підводиться через канал розряду, під дією електричного поля і ударної хвилі супроводжується мікрровибухом, утвореним миттєвим виділенням газу, розчиненого в металі, і молекули металу викидаються в напрямку з анода на катод. Слідуючи один за одним, розряди виникають між найбільш близько розташованими ділянками поверхні електроду-інструмента і деталі, що

обробляють. Це дає можливість проводити розмірну обробку з відображенням (копіюванням) форми електрода-інструмента на поверхні деталі, що обробляють.

Електроіскрова обробка може проводитися в:

- *Повітряному середовищі* – частинки металу переносяться з аноду на катод, утворюючи міцне з'єднання. Такий перенос металу використовують для нанесення тонких шарів різних металів на поверхню деталі;
- *Рідкому середовищі* – якщо між електродом-інструментом і деталлю в момент розряду знаходиться рідина (керосин, малов'язке мастило), то частини металу, що викидаються, охолоджуються в рідкому середовищі у вигляді дрібнодисперсних гранул, і тим самим зберігаються необхідні для розмірної обробки форма і розміри електрода.

Ефективність ЕІМ визначається об'ємом металу, що видаляється за одиницю часу; точністю і якістю поверхні, яку обробляють. У свою чергу, всі ці фактори залежать в основному від електричних параметрів, матеріалу і площі поверхні, що обробляють, (і частково від матеріалу електрода і рідкого середовища).

Режими ЕІМ поділяють на 3 групи [17]:

- ✚ жорсткі – продуктивність складає $100-700 \text{ мм}^3/\text{хв}$, але шорсткість поверхні, що обробляють, відповідає 2-3 класу ($R_z 160-40$) і на ній спостерігають мікротріщини. Виникнення тріщин пояснюється розповсюдженням тепла на велику глибину, що викликає напруження поверхневого шару;
- ✚ середні – продуктивність зняття металу складає $15-100 \text{ мм}^3/\text{хв}$;
- ✚ м'які – відповідно $0,1-15 \text{ мм}^3/\text{хв}$, якість поверхні 6-8 класу шорсткості при повній відсутності мікротріщин.

Для виготовлення електродів застосовують: латунь, мідь, мідно-графітові суміші і графіт.

Точність обробки залежить від:

1. електричних режимів обробки;
2. точності виготовлення електрода;

3. зазору (між електродом і боковими стінками деталі при зануренні електроду).

ЕІМ можлива обробка всіх струмопровідних матеріалів. Для забезпечення високої точності і якості поверхні певної деталі, – обробку проводять, зазвичай, на м'яких режимах.

2.5. Застосування електроіскрового методу легування для телескопічної стійки

Технологія, котра дозволяє наносити дискретне покриття – це електроіскрове легування (ЕІЛ) на установці «Елітрон» (див. схему на **рис. 2.8**), де товщина та розміри дискретних плям залежать від сили струму та часу нанесення покриття [17].

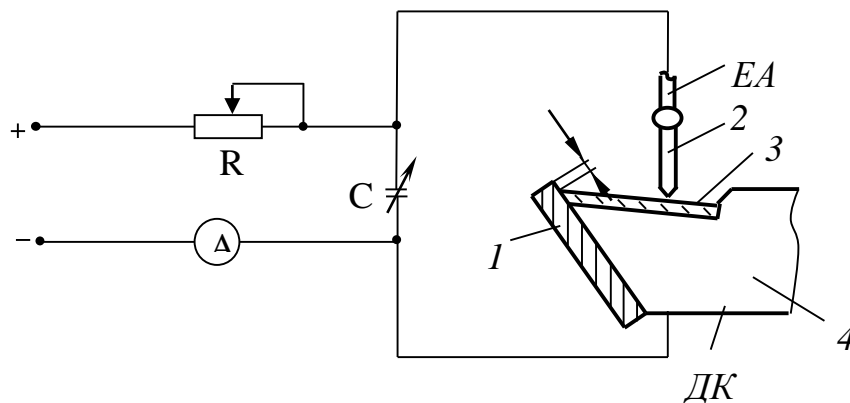


Рисунок 2.8 – Принципова електрична схема пристрою для ЕІМ:

Позначення до наведеної схеми:

EA – електрод-анод;

DK – деталь-катод на контактній пластині;

1 – графітна пластина;

2 – електрод;

3 – оброблювана поверхня;

4 – інструмент.

Параметри установки «Елітрон» зведені до **табл. 2.2** [17].

Технічні характеристики установки

Робочий струм, I [А]	1,2 – 2
Товщина нанесеного шару, s [мм]	0,01 – 0,1
Матеріал електроду	Тверді сплави груп Ti-Co та W-Co (ТК / ВК)
Продуктивність установки, [мм ² /хв]	до 300
<i>Живлення: мережа var-струму</i>	
Напруга струму, U [В]	220
Частота струму, f [Гц]	50

Технологічний процес ЕІЛ поверхонь тертя проводиться для підвищення їх зносостійкості за рахунок утворення зміцненого шару на поверхнях.

Технологічні параметри ЕІЛ поверхонь визначаються від конкретних умов роботи відповідного виробу. Як правило, оптимальні значення тех. параметрів визначаються за результатами випробувань при експлуатаційних умовах.

Висновок

Проведений розрахунок на міцність телескопічної стійки аутригера з новим застосованим матеріалом, зміцненим ЕІЛ, показав збереження параметрів щодо міцності досліджуваної конструкції та значне зменшення масової частки у системі висувних опор. Як наслідок, експериментальний розрахунок цілком доречний і є таким, котрий може впроваджуватися та використовуватися для модернізації системи аутригерів.

РОЗДІЛ 3

Спеціальна частина

3.1. Гідравлічні апарати ГС (т.з. гідравлічна арматура)

Гідравлічний апарат (ГА) – це гідроприсрій, що керує потоком робочої рідини в ГС (змінює напрям потоку, відкриває або перекриває прохідні перерізи каналів, змінює витрату чи тиск рідини, а також підтримує їх задані значення у системі) шляхом певного дроселювання потоку.

Принцип регулювання полягає в тому, що в певних живих перерізах магістралей ГС встановлюються спеціальні робочі вікна (активні гідравлічні опори), величина площі живого перерізу яких за допомогою механізмів ГА регулюється дискретно або неперервно.

Класифікація ГА

1. Напрямні (НГА) – з дискретним регулюванням величини площі робочих вікон: зворотні клапани (гідравлічні діоди), гідрозамки, напрямні гідророзподільники. Основне призначення – здійснювати комутацію трубопроводів згідно зі схемою;

2. Регулювальні (РГА) – з неперервним регулюванням величини площі робочих вікон: регулятори тиску (прямої; непрямої дії: із серводією) – напірні клапани (запобіжні, запобіжно-переливні, редукційні), регулятори (швидкості) витрати, дроселі та дросельні синхронізатори потоків (роздільні клапани), пропорційні та гідророзподільники (золотникові: циліндричні, пласкі; кранові/пробкові, клапанні, струменеві), автоматичні запобіжні пристрої (дозувальні клапани/дозатори).

Основні параметри ГА:

- умовний прохід;
- витрата Q ;
- номінальний тиск $p_{ном}$ робочої рідини;
- перепад тиску Δp ;
- площа прохідного робочого перерізу f ;

- маса m ГА.

Клапан (див. на **рис. 3.9**) – це автоматичний ГА, в якого розміри робочого каналу змінюються внаслідок потоку гідравлічної рідини, який проходить крізь отвір. Даний пристрій не потребує під час роботи будь-якого зовнішнього впливу на запірно-регулювальний елемент.

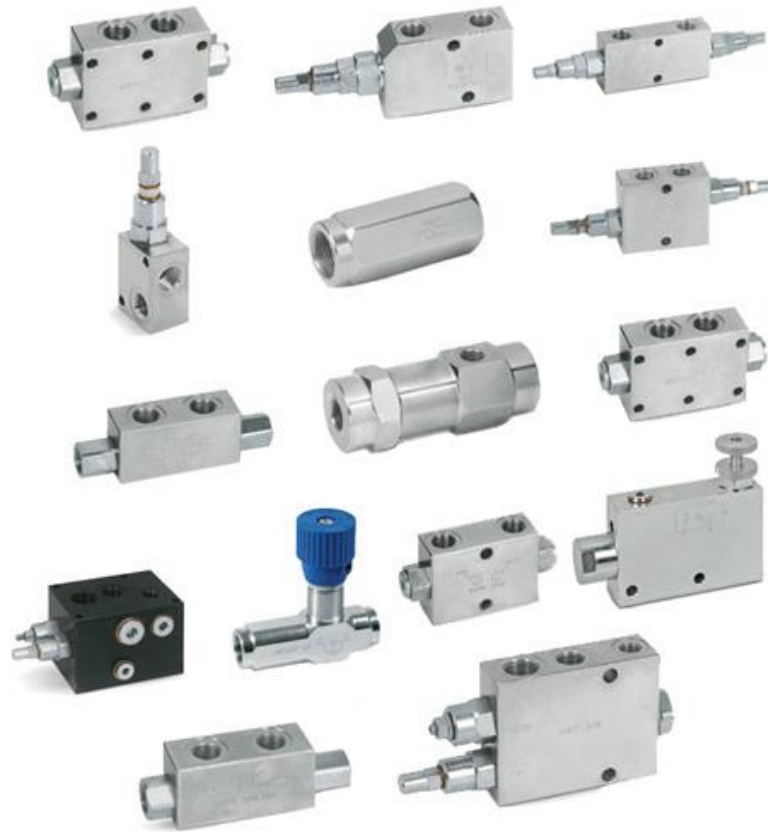


Рисунок 3.9 – Гідравлічні клапани

Функції гідравлічних клапанів:

- ✚ захист ГС і механізмів машини від перенавантаження;
- ✚ створення певного постійного тиску в окремих ланках ГС;
- ✚ контроль напрямку потоку рідини;
- ✚ редуціювання тиску рідини в окремих ланках ГС;
- ✚ створення певного постійного перепаду тиску на окремих ділянках ГС;
- ✚ здійснення заданої послідовності дій робочих органів машини з метою блокування.

Основні вимоги до гідроклапанів:

- мінімальні габарити та маса;
- полого перепадно-витратна характеристика;
- повинні надійно спрацьовувати за одного й того ж тиску незалежно від пауз між відкриттями.

3.2. Моделювання течії рідини в клапані для системи аутригерів

Вибір клапана та вихідні дані для розрахунку і моделювання течії

У даній науково-інженерній частині до ДР був досліджений запобіжний тип клапана прямої дії з конусним затвором (рис. 3.10, тип III). Такий тип клапанів досить надійний і можна застосовувати на великі тиски та витрати.

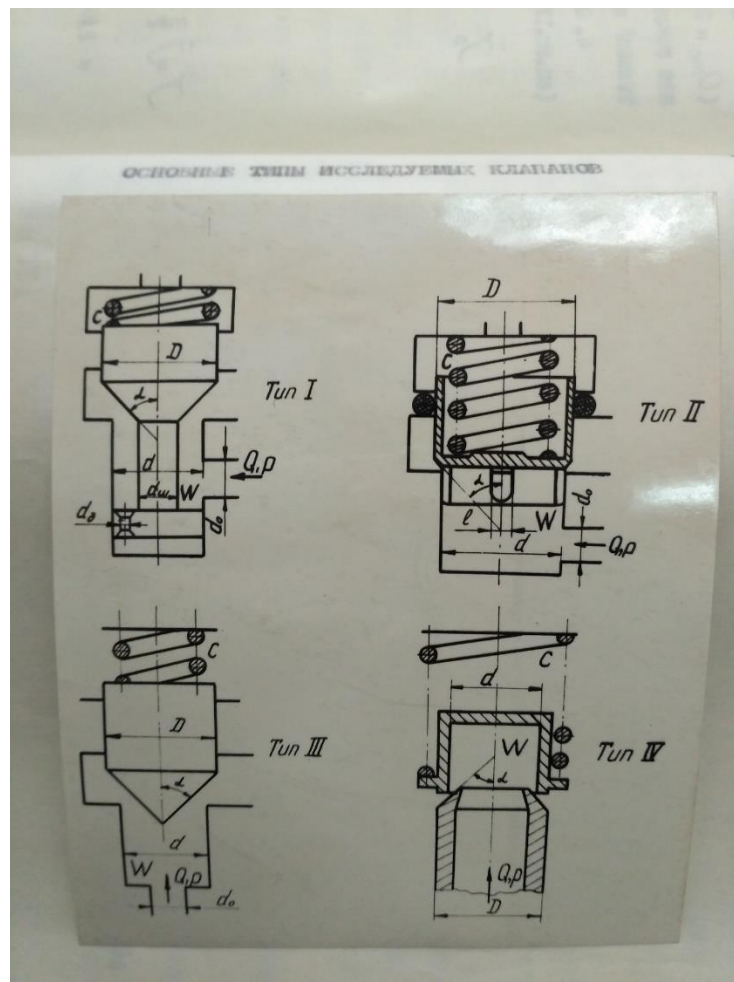


Рисунок 3.10 – Конструкції основних типів ЗК

Запобіжний клапан (ЗК) – це клапан епізодичної дії, який автоматично обмежує підвищення тиску робочої рідини над заданим (на 10 – 20 %) та захищає ГС в аварійних режимах. Такий клапан нормально закритий.

Основні елементи ЗК: затвор, корпус із сідлом, пружина.

Принцип дії ЗК ґрунтується на зрівноваженні сили тиску рідини на затвор силою зтягування пружини. Коли сила тиску рідини долає силу зтягування пружини, клапан відкривається, обмежуючи зростання тиску “перед собою” шляхом перепускання частини робочої рідини в зливну магістраль. Сідло клапана для забезпечення високої герметичності найчастіше має гостру кромку.

Для розрахунку і моделювання течії рідини в досліджуваному клапані типу III прийняті такі значення параметрів:

- ✓ Діаметр сідла: $d = 15$ [мм];
- ✓ Діаметр затвора: $D = 20$ [мм];
- ✓ Жорсткість пружини: $C = 102,5$ [Н/мм];
- ✓ Тиск нагнітання (тиск перед затвором клапана): $p_n = 6,5$ [МПа];
- ✓ Витрата: $Q = 12,75 \cdot 10^6$ [мм³/хв] = 212500 [мм³/с];
- ✓ Кут розкриття затвора при вершині: $\alpha = 90^\circ$;
- ✓ Кут конусності затвора при вершині: $\alpha/2 = 90^\circ/2 = 45^\circ$;
- ✓ Коефіцієнт витрати для даного клапана: $\mu = 0,75$;
- ✓ Робоча рідина: АМГ-10.

Довідкові дані робочого тіла

– *Розшифровка АМГ-10:* авіаційне мастило гідравлічне з кінематичною в'язкістю $\nu = 10$ [сСт (мм²/с)] = $10 \cdot 10^{-6}$ [м²/с] при $t = 50$ [°С];

– *Фізичні параметри при $t = 20$ [°С]*

густина $\rho = 850$ [кг/м³] = 0,85 [кг/мм³];

питома теплоємність $C_p = 1844$ [Дж/(кг · К)];

коефіцієнт теплопровідності $\lambda = 0,1192$ [Вт/(м · К)];

динамічна в'язкість $\mu = \nu \cdot \rho = 21 \cdot 10^{-6} \cdot 850 = 0,01785$ [кг/(м · с)].

Задавалися наступні значення висот підіймання затвора клапана: $h_1 = 2$ мм; $h_2 = 4$ мм; $h_3 = 6$ мм; $h_4 = 8$ мм; $h_5 = 10$ мм, що беззаперечно вело до зміни (збільшення) перерізу дросельного каналу між затвором і сідлом затвора (див. **Додаток Б**).

Гідравлічний розрахунок клапана

Клапан закритий

Обчислюємо робочу (ефективну) площу затвора клапана:

$$F = \frac{\pi \cdot d^2}{4} = \frac{3,14 \cdot 15^2}{4} = 176,625 [\text{мм}^2]$$

Рахуємо силу зі сторони пружини:

$$R_{\text{пр}} = p_{\text{н}} \cdot F = 6,5 \cdot 176,625 = 1148,063 [\text{Н}];$$

Знаходимо попередню затяжку пружини:

$$l_0 = \frac{R_{\text{пр}}}{C} = \frac{1148,063}{102,5} = 11,201 [\text{мм}]$$

Клапан відкритий

Для $h_1 = 2$ мм

1. Визначаємо діаметр ефективного перерізу конуса затвора клапана в піднятому положенні на величину $h_1 = 2$ мм:

$$d_1 = d - h_1 \cdot \sin \alpha = 15 - 2 \cdot \sin 90^\circ = 15 - 2 \cdot 1 = 13 [\text{мм}];$$

2. Обчислюємо середнє значення діаметра:

$$d_{\text{сеп.1}} = \frac{d + d_1}{2} = \frac{15 + 13}{2} = 14 [\text{мм}];$$

3. Знаходимо розмір щілини в перерізі, перепендикулярному до напрямку потоку:

$$t_1 = h_1 \cdot \sin \frac{\alpha}{2} = 2 \cdot \sin \frac{90^\circ}{2} = 2 \cdot \sin 45^\circ = 2 \cdot 0,707 = 1,414 [\text{мм}];$$

4. Визначаємо проточну площу прохідної щілини клапана з конусним затвором і гострим краєм:

$$f_1 = \pi \cdot d_{\text{сеп.1}} \cdot t_1 = 3,14 \cdot 14 \cdot 1,414 = 62,159 [\text{мм}^2]$$

5. Перевіряємо проточну площу за формулою:

$$f_1 = \pi \cdot d \cdot t_1 \cdot \left(1 - \frac{h_1}{2 \cdot d} \cdot \sin \alpha\right) = 3,14 \cdot 15 \cdot 1,414 \cdot \left(1 - \frac{2}{2 \cdot 15} \cdot \sin 90^\circ\right) =$$

$$= 3,14 \cdot 15 \cdot 1,414 \cdot \left(1 - \frac{2}{2 \cdot 15} \cdot 1\right) = 62,137 [\text{мм}^2];$$

Оскільки $h_1 \ll d$, то при невеликих відкриттях клапана другим членом можна знехтувати.

6. Перераховуємо проточну площу за формулою:

$$f_1 = \pi \cdot d \cdot t_1 = 3,14 \cdot 15 \cdot 1,414 = 66,599 [\text{мм}^2];$$

7. Рахуємо силу зі сторони пружини:

$$R_{\text{пр}} = C \cdot (l_0 + h_1) = 102,5 \cdot (11,201 + 2) = 1353,103 [\text{Н}];$$

8. Визначаємо перепад тиску в дросельній щілині клапана:

$$\Delta p = \left(\frac{Q}{\mu \cdot f_1}\right)^2 \cdot \frac{\rho}{2} = \left(\frac{212500}{0,75 \cdot 66,599}\right)^2 \cdot \frac{0,85}{2} = 7,692 [\text{МПа}];$$

9. Обчислюємо тиск у зливній магістралі:

$$p_{\text{зл}} = p_{\text{н}} - \Delta p = 6,5 - 7,692 = -1,192 [\text{МПа}].$$

Для $h_2 = 4$ мм (аналогічні та відповідні параметри)

$$d_1 = d - h_2 \cdot \sin \alpha = 15 - 4 \cdot \sin 90^\circ = 15 - 4 \cdot 1 = 11 [\text{мм}];$$

$$d_{\text{сеп.2}} = \frac{d + d_1}{2} = \frac{15 + 11}{2} = 13 [\text{мм}];$$

$$t_2 = h_2 \cdot \sin \frac{\alpha}{2} = 4 \cdot \sin \frac{90^\circ}{2} = 4 \cdot \sin 45^\circ = 4 \cdot 0,707 = 2,828 [\text{мм}];$$

$$f_2 = \pi \cdot d_{\text{сеп.2}} \cdot t_2 = 3,14 \cdot 13 \cdot 2,828 = 115,439 [\text{мм}^2];$$

$$f_2 = \pi \cdot d \cdot t_2 \cdot \left(1 - \frac{h_2}{2 \cdot d} \cdot \sin \alpha\right) = 3,14 \cdot 15 \cdot 2,828 \cdot \left(1 - \frac{4}{2 \cdot 15} \cdot \sin 90^\circ\right) =$$

$$= 3,14 \cdot 15 \cdot 2,828 \cdot \left(1 - \frac{4}{2 \cdot 15} \cdot 1\right) = 115,483 [\text{мм}^2];$$

Оскільки $h_2 \ll d$, то при невеликих відкриттях клапана другим членом можна знехтувати.

$$f_2 = \pi \cdot d \cdot t_2 = 3,14 \cdot 15 \cdot 2,828 = 133,199 [\text{мм}^2];$$

$$R_{\text{нр}} = C \cdot (l_0 + h_2) = 102,5 \cdot (11,201 + 4) = 1558,103[H];$$

$$\Delta p = \left(\frac{Q}{\mu \cdot f_2} \right)^2 \cdot \frac{\rho}{2} = \left(\frac{212500}{0,75 \cdot 133,199} \right)^2 \cdot \frac{0,85}{2} = 1,923[МПа];$$

$$p_{\text{зл}} = p_{\text{н}} - \Delta p = 6,5 - 1,923 = 4,577[МПа].$$

Для $h_3 = 6$ мм (аналогічні та відповідні параметри)

$$d_1 = d - h_3 \cdot \sin \alpha = 15 - 6 \cdot \sin 90^\circ = 15 - 6 \cdot 1 = 9[мм];$$

$$d_{\text{ср.3}} = \frac{d + d_1}{2} = \frac{15 + 9}{2} = 12[мм];$$

$$t_3 = h_3 \cdot \sin \frac{\alpha}{2} = 6 \cdot \sin \frac{90^\circ}{2} = 6 \cdot \sin 45^\circ = 6 \cdot 0,707 = 4,242[мм];$$

$$f_3 = \pi \cdot d_{\text{ср.3}} \cdot t_3 = 3,14 \cdot 12 \cdot 4,242 = 159,839[мм^2];$$

$$\begin{aligned} f_3 &= \pi \cdot d \cdot t_3 \cdot \left(1 - \frac{h_3}{2 \cdot d} \cdot \sin \alpha \right) = 3,14 \cdot 15 \cdot 4,242 \cdot \left(1 - \frac{6}{2 \cdot 15} \cdot \sin 90^\circ \right) = \\ &= 3,14 \cdot 15 \cdot 4,242 \cdot \left(1 - \frac{6}{2 \cdot 15} \cdot 1 \right) = 159,839[мм^2]; \end{aligned}$$

$$R_{\text{нр}} = C \cdot (l_0 + h_3) = 102,5 \cdot (11,201 + 6) = 1763,103[H];$$

$$\Delta p = \left(\frac{Q}{\mu \cdot f_3} \right)^2 \cdot \frac{\rho}{2} = \left(\frac{212500}{0,75 \cdot 159,839} \right)^2 \cdot \frac{0,85}{2} = 1,335[МПа];$$

$$p_{\text{зл}} = p_{\text{н}} - \Delta p = 6,5 - 1,335 = 5,165[МПа].$$

Для $h_4 = 8$ мм (повторення параметрів)

$$d_1 = d - h_4 \cdot \sin \alpha = 15 - 8 \cdot \sin 90^\circ = 15 - 8 \cdot 1 = 7[мм];$$

$$d_{\text{ср.4}} = \frac{d + d_1}{2} = \frac{15 + 7}{2} = 11[мм];$$

$$t_4 = h_4 \cdot \sin \frac{\alpha}{2} = 8 \cdot \sin \frac{90^\circ}{2} = 8 \cdot \sin 45^\circ = 8 \cdot 0,707 = 5,656[мм];$$

$$f_4 = \pi \cdot d_{\text{ср.4}} \cdot t_4 = 3,14 \cdot 11 \cdot 5,656 = 195,358[мм^2];$$

$$f_4 = \pi \cdot d \cdot t_4 \cdot \left(1 - \frac{h_4}{2 \cdot d} \cdot \sin \alpha\right) = 3,14 \cdot 15 \cdot 5,656 \cdot \left(1 - \frac{8}{2 \cdot 15} \cdot \sin 90^\circ\right) =$$

$$= 3,14 \cdot 15 \cdot 5,656 \cdot \left(1 - \frac{8}{2 \cdot 15} \cdot 1\right) = 195,269 [\text{мм}^2];$$

$$R_{\text{нр}} = C \cdot (l_0 + h_4) = 102,5 \cdot (11,201 + 8) = 1968,103 [H];$$

$$\Delta p = \left(\frac{Q}{\mu \cdot f_4}\right)^2 \cdot \frac{\rho}{2} = \left(\frac{212500}{0,75 \cdot 195,269}\right)^2 \cdot \frac{0,85}{2} = 0,895 [\text{МПа}];$$

$$p_{\text{зл}} = p_{\text{н}} - \Delta p = 6,5 - 0,895 = 5,605 [\text{МПа}].$$

Для $h_5 = 10$ мм (повторення параметрів)

$$d_1 = d - h_5 \cdot \sin \alpha = 15 - 10 \cdot \sin 90^\circ = 15 - 10 \cdot 1 = 5 [\text{мм}];$$

$$d_{\text{ср.5}} = \frac{d + d_1}{2} = \frac{15 + 5}{2} = 10 [\text{мм}];$$

$$t_5 = h_5 \cdot \sin \frac{\alpha}{2} = 10 \cdot \sin \frac{90^\circ}{2} = 10 \cdot \sin 45^\circ = 10 \cdot 0,707 = 7,07 [\text{мм}];$$

$$f_5 = \pi \cdot d_{\text{ср.5}} \cdot t_5 = 3,14 \cdot 10 \cdot 7,07 = 221,998 [\text{мм}^2];$$

$$f_5 = \pi \cdot d \cdot t_5 \cdot \left(1 - \frac{h_5}{2 \cdot d} \cdot \sin \alpha\right) = 3,14 \cdot 15 \cdot 7,07 \cdot \left(1 - \frac{10}{2 \cdot 15} \cdot \sin 90^\circ\right) =$$

$$= 3,14 \cdot 15 \cdot 7,07 \cdot \left(1 - \frac{10}{2 \cdot 15} \cdot 1\right) = 222,109 [\text{мм}^2];$$

$$R_{\text{нр}} = C \cdot (l_0 + h_5) = 102,5 \cdot (11,201 + 10) = 2173,103 [H];$$

$$\Delta p = \left(\frac{Q}{\mu \cdot f_5}\right)^2 \cdot \frac{\rho}{2} = \left(\frac{212500}{0,75 \cdot 222,109}\right)^2 \cdot \frac{0,85}{2} = 0,692 [\text{МПа}];$$

$$p_{\text{зл}} = p_{\text{н}} - \Delta p = 6,5 - 0,692 = 5,808 \text{ МПа}.$$

За гідравлічним розрахунком змодельовані течії рідини (мастила АМГ-10) в ЗК у вигляді скалярних та векторних полів (т.з. розподілів) повного тиску, швидкості та турбулентної кінетичної енергії за різних висот підймання затвора клапана (див. **рис. 3.11 – 3.20**).

Висота підйому клапана 2 мм

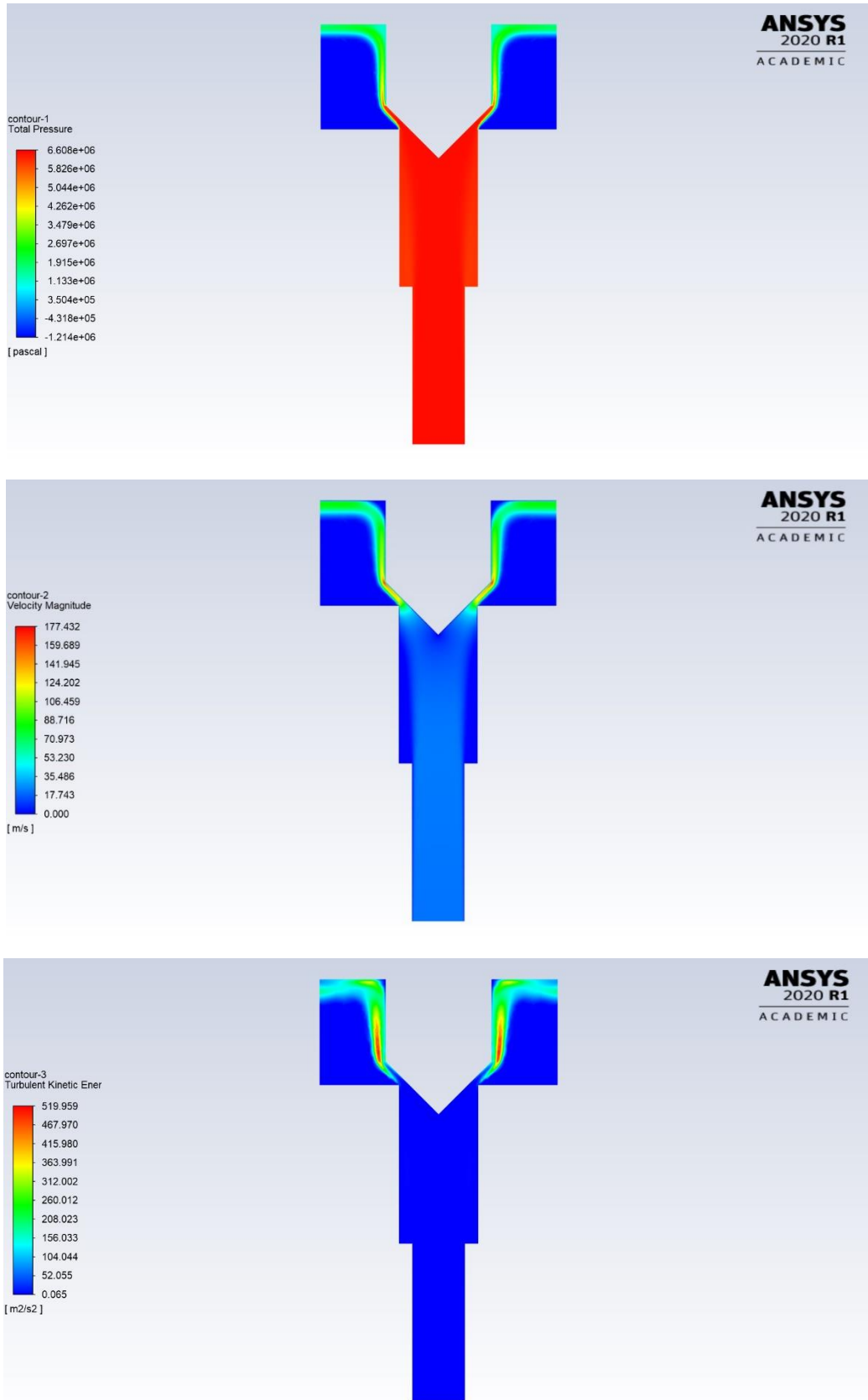


Рисунок 3.11 – Скалярні поля повного тиску, швидкості, турбулентної кінетичної енергії

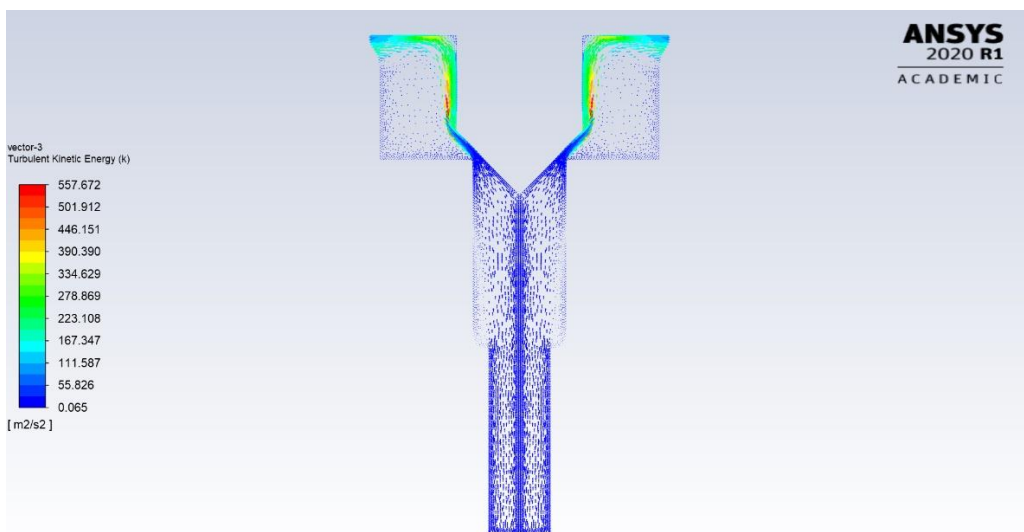
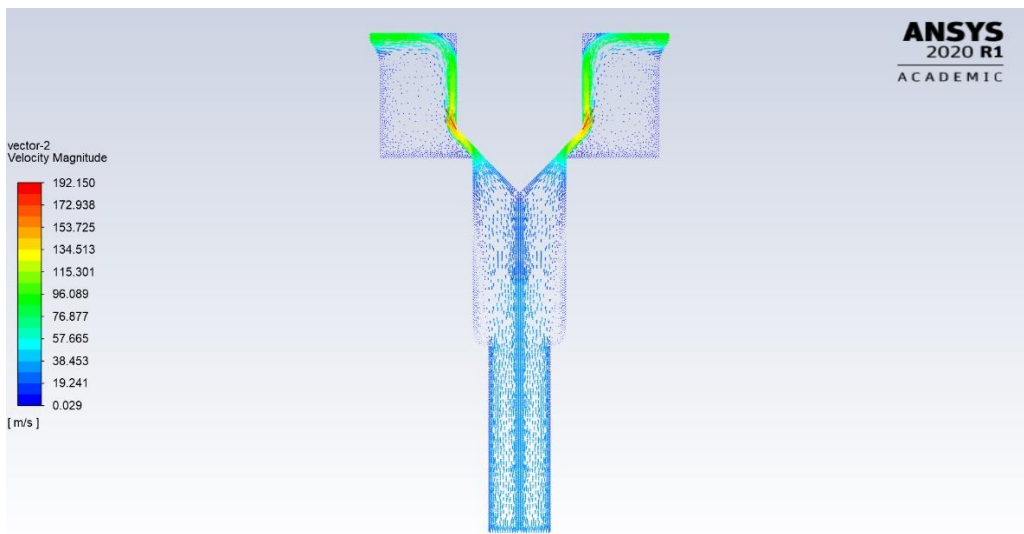
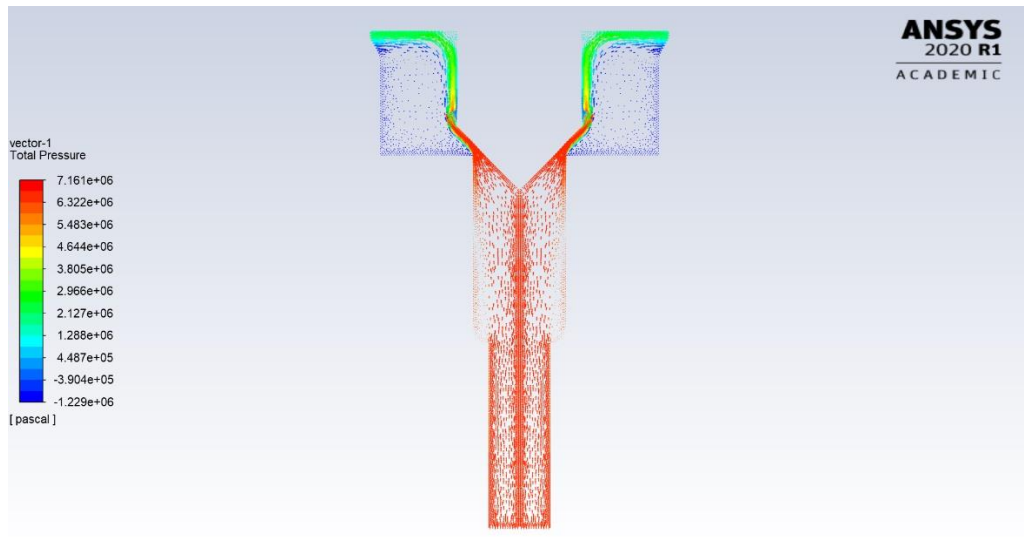


Рисунок 3.12 – Векторні поля повного тиску, швидкості, турбулентної кінетичної енергії

Висота підйому клапана 4 мм

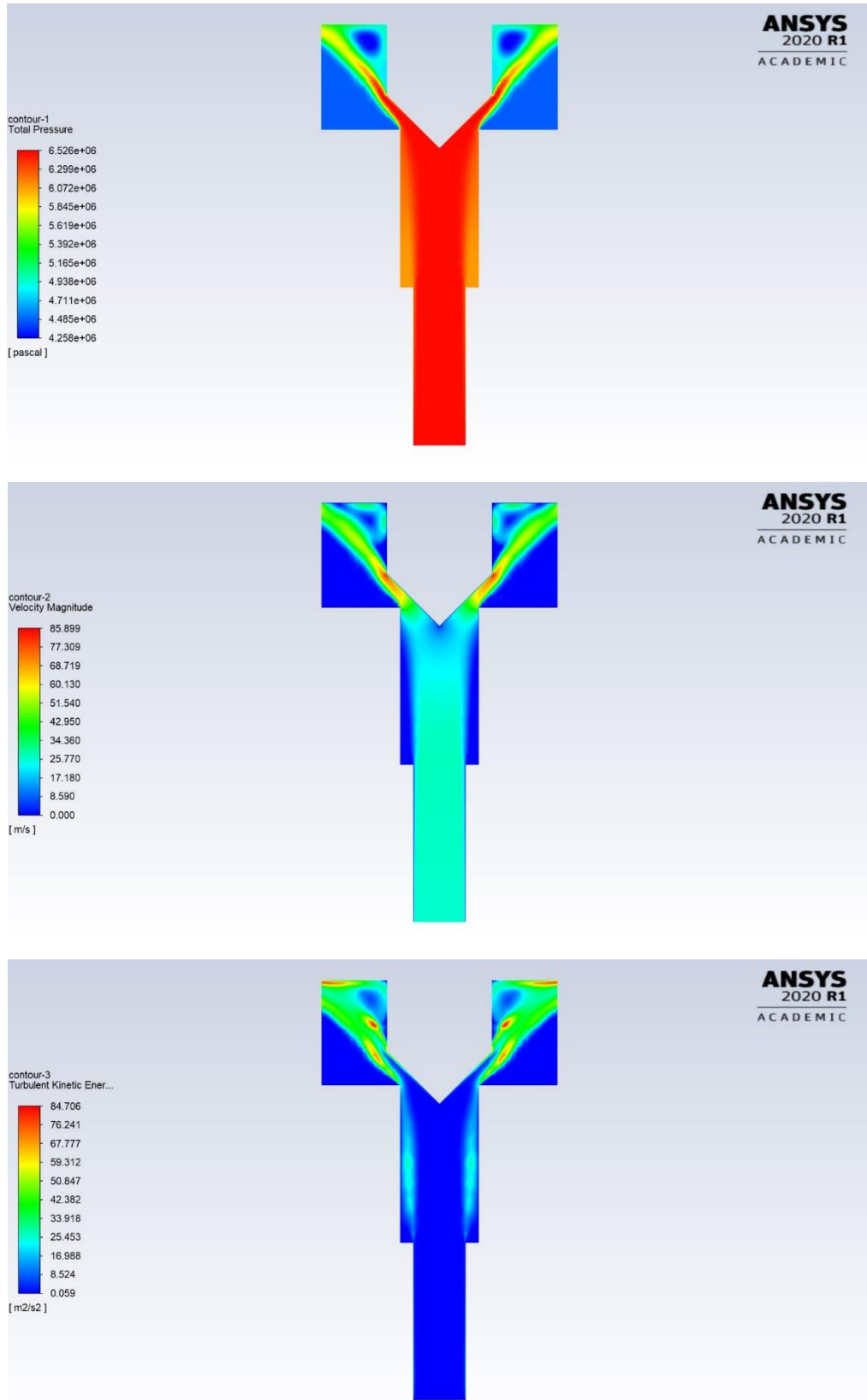


Рисунок 3.13 – Скалярні поля повного тиску, швидкості, турбулентної кінетичної енергії

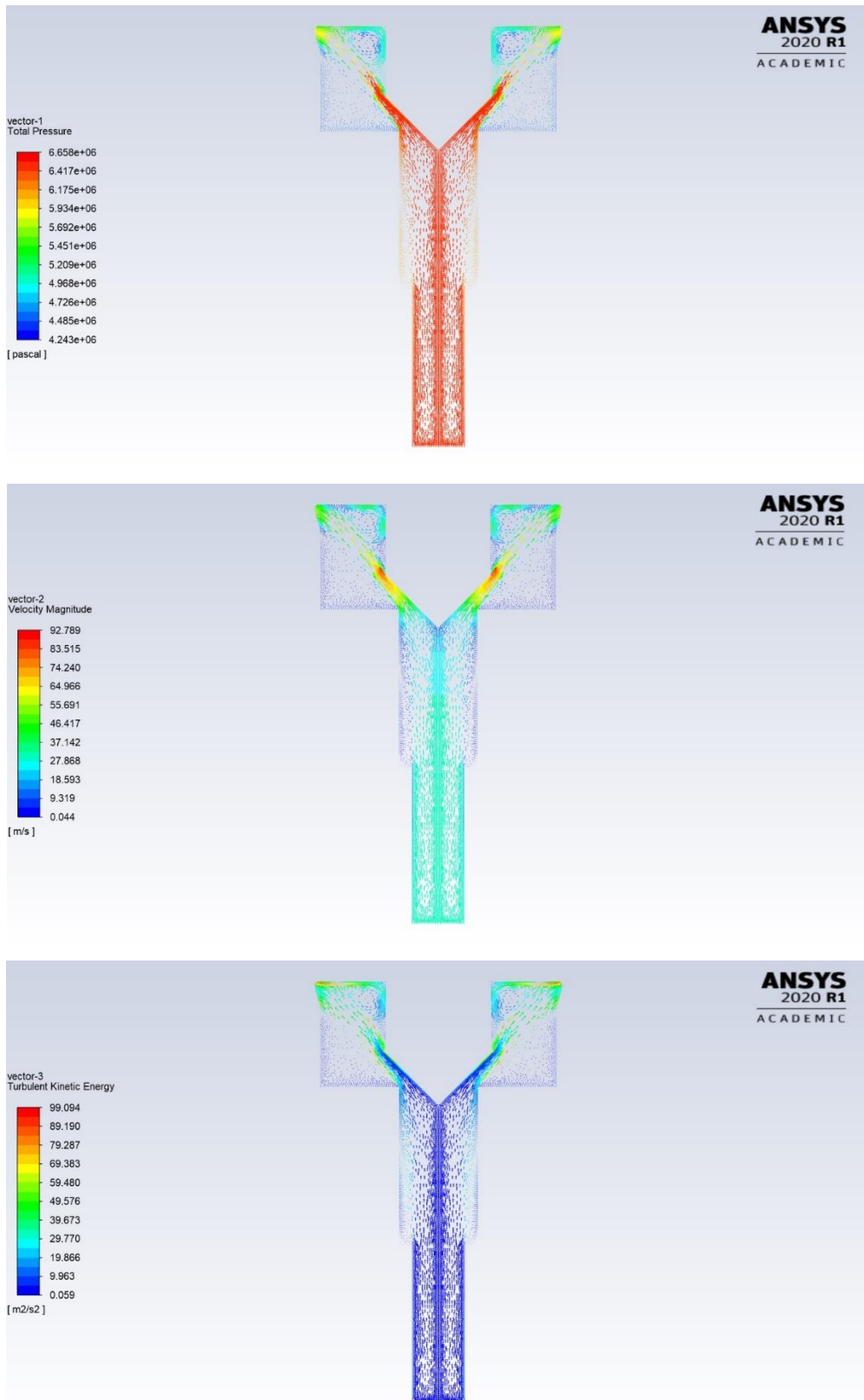


Рисунок 3.14 – Векторні поля повного тиску, швидкості, турбулентної кінетичної енергії

Висота підйому клапана 6 мм

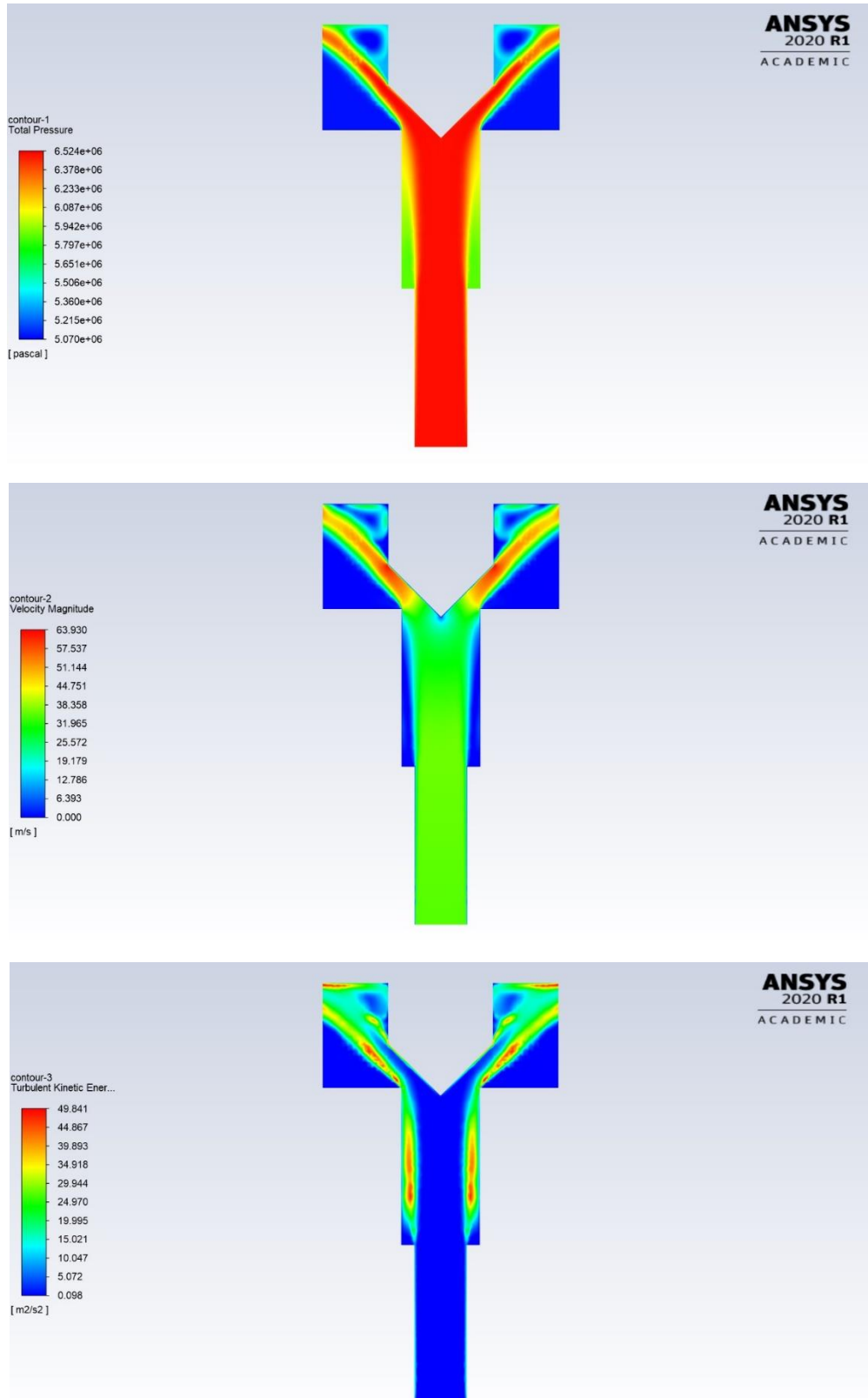


Рисунок 3.15 – Скалярні поля повного тиску, швидкості, турбулентної кінетичної енергії

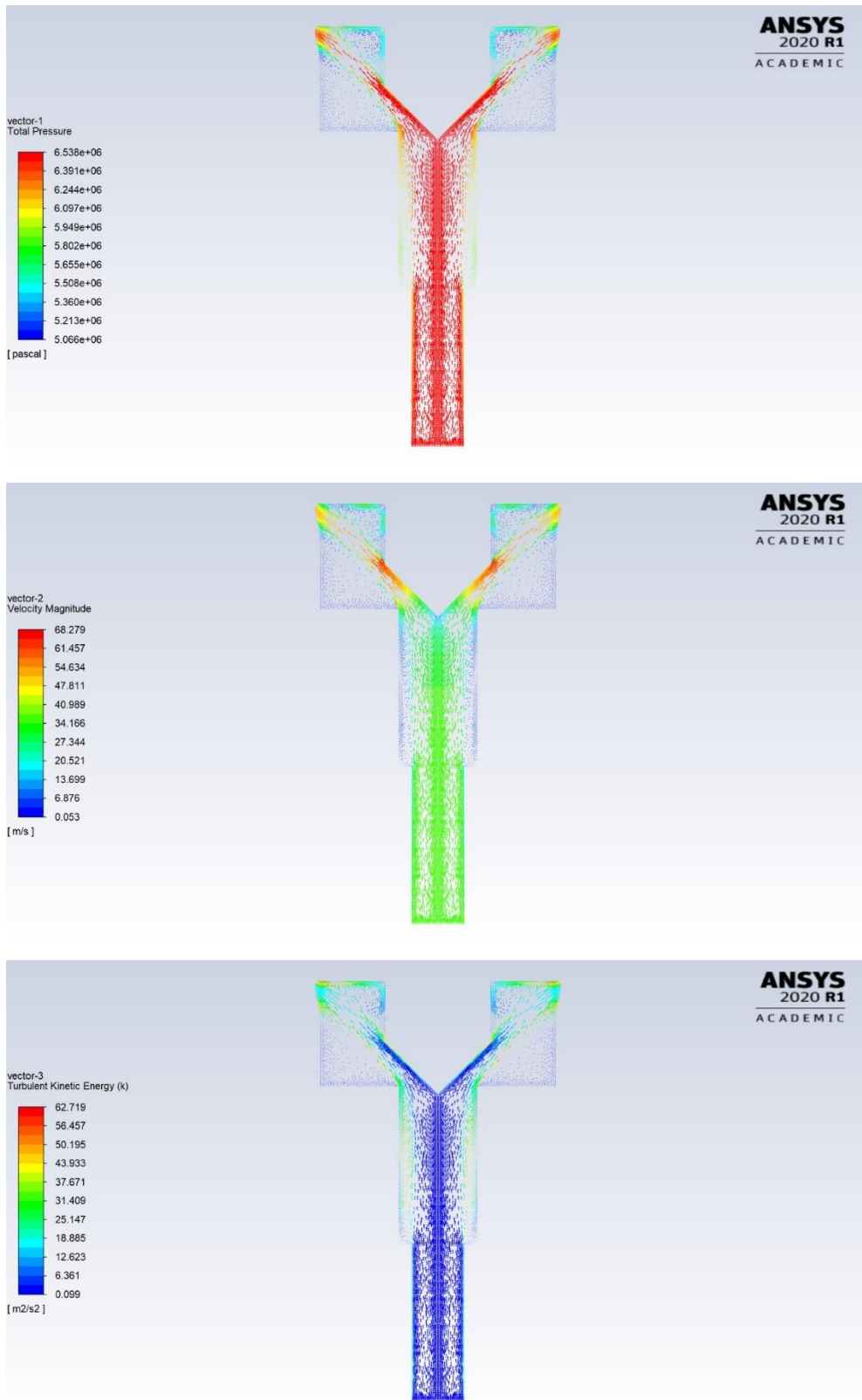


Рисунок 3.16 – Векторні поля повного тиску, швидкості, турбулентної кінетичної енергії

Висота підйому клапана 8 мм

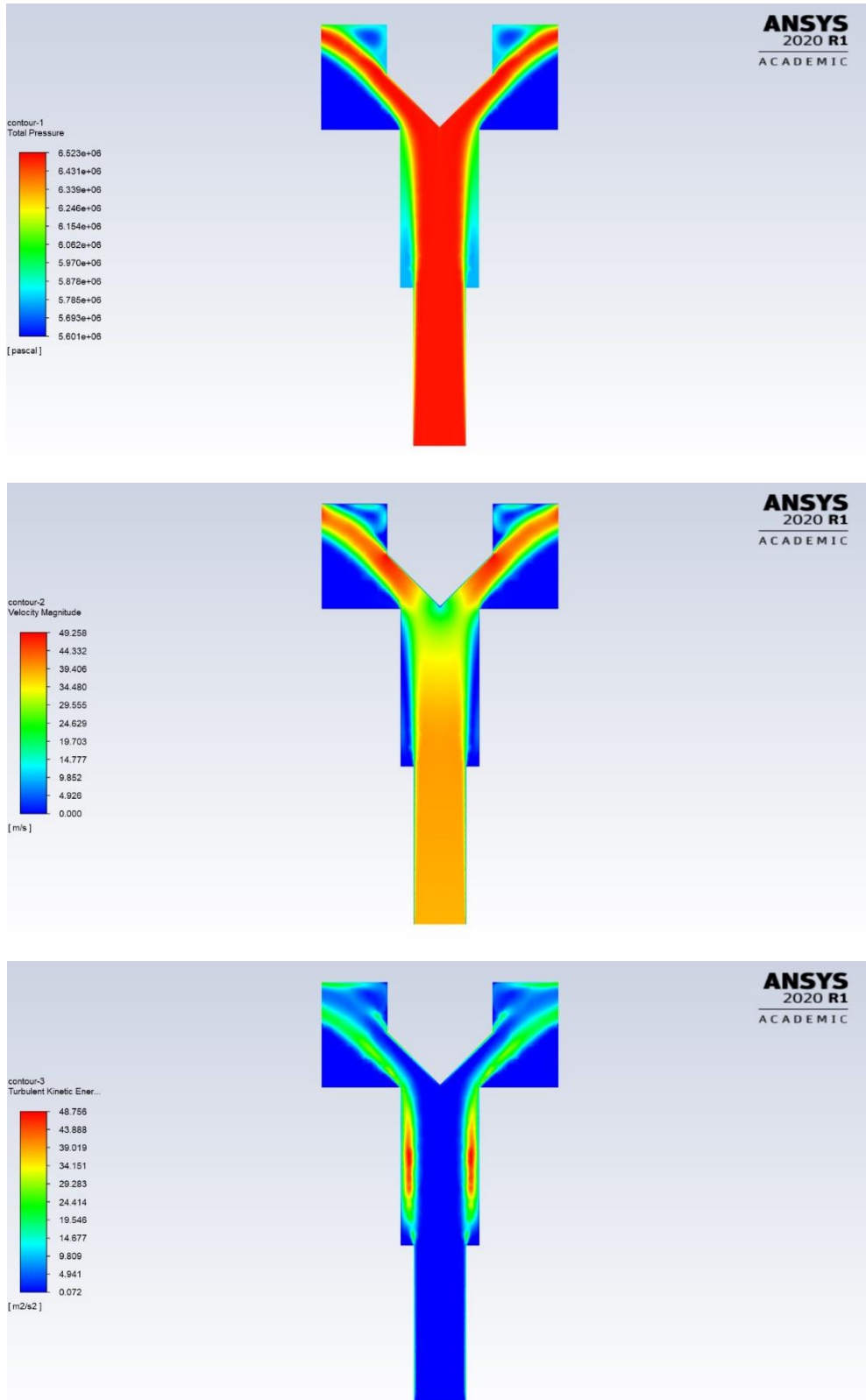


Рисунок 3.17 – Скалярні поля повного тиску, швидкості, турбулентної кінетичної енергії

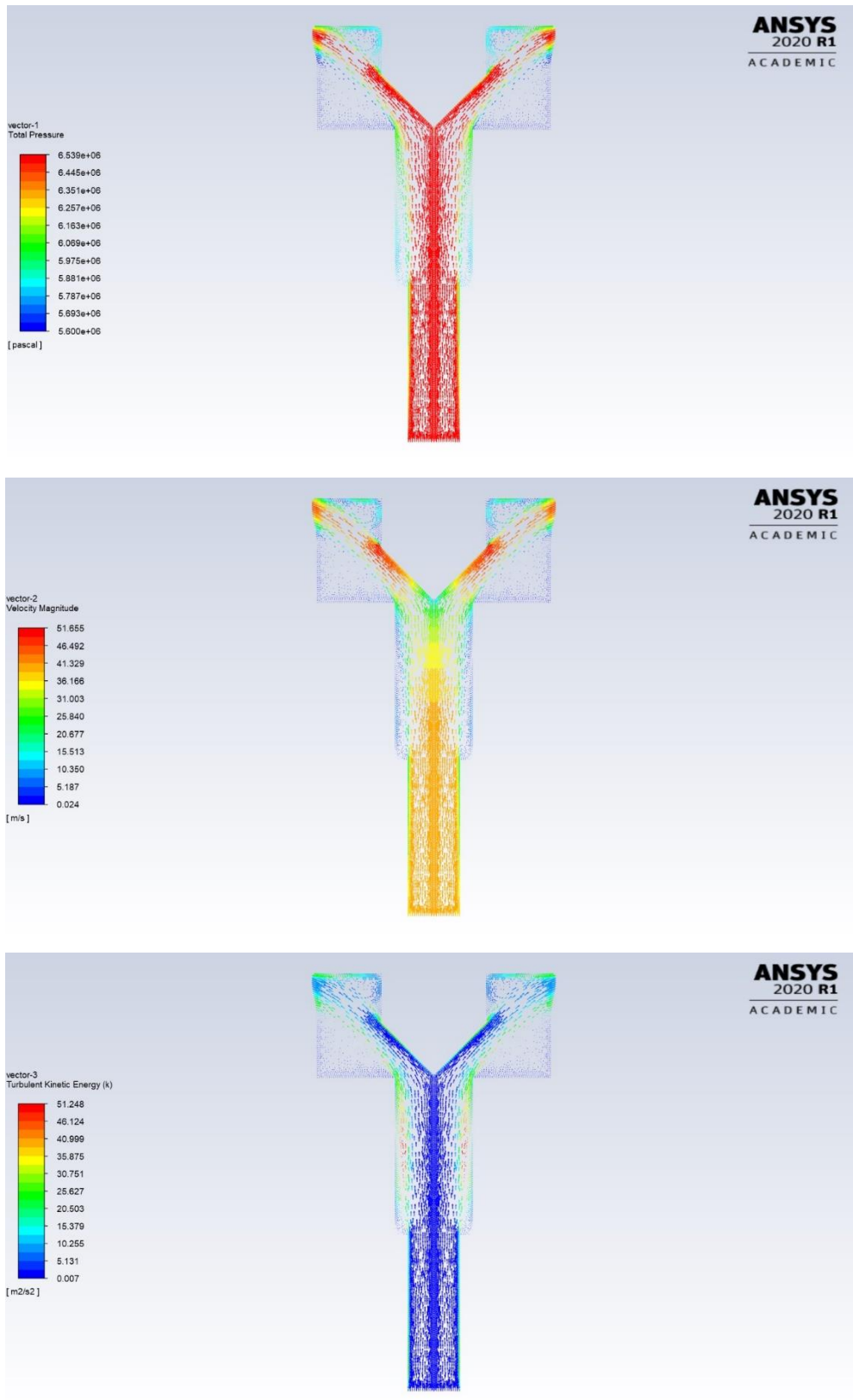


Рисунок 3.18 – Векторні поля повного тиску, швидкості, турбулентної кінетичної енергії

Висота підйому клапана 10 мм

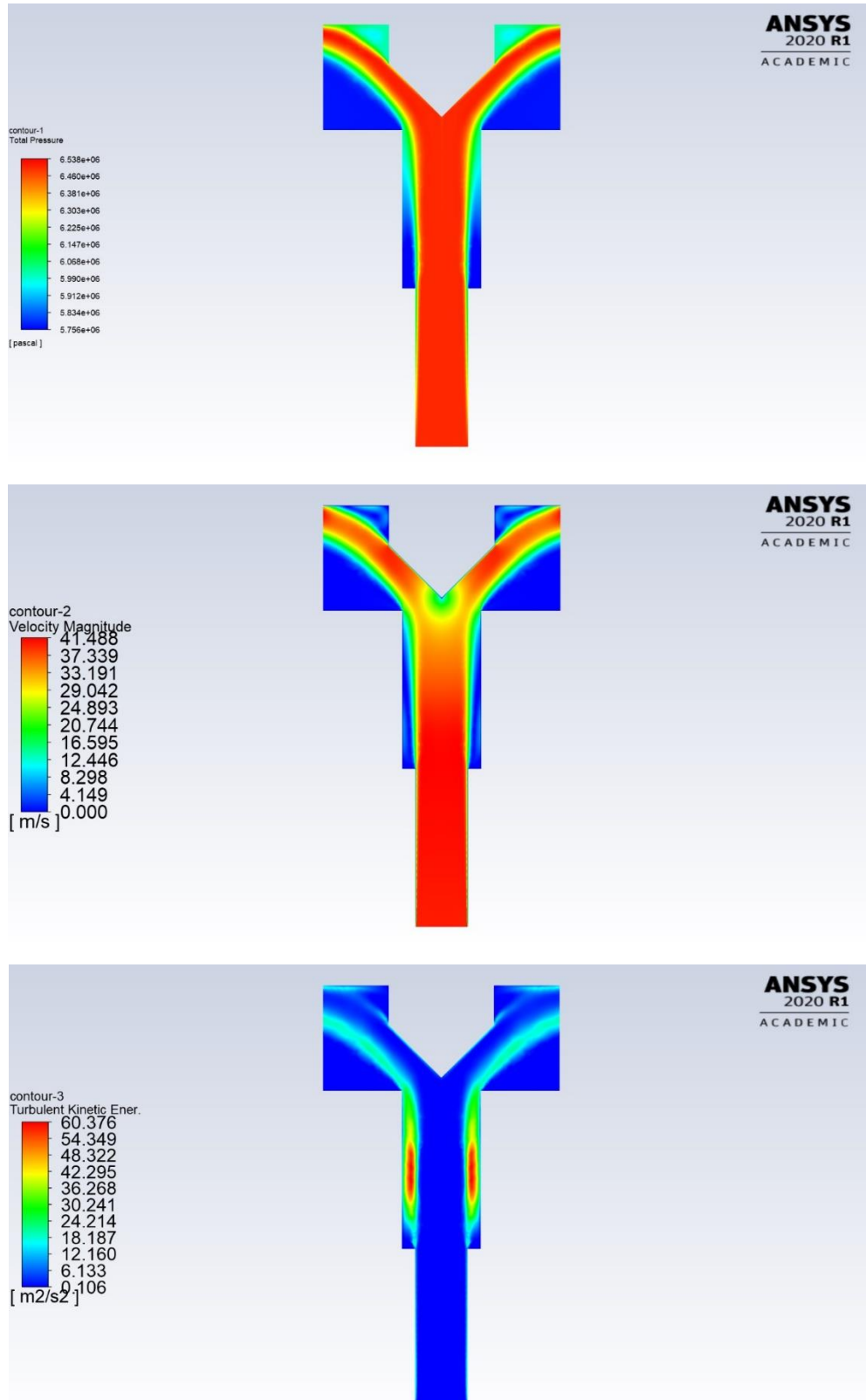


Рисунок 3.19 – Скалярні поля повного тиску, швидкості, турбулентної кінетичної енергії

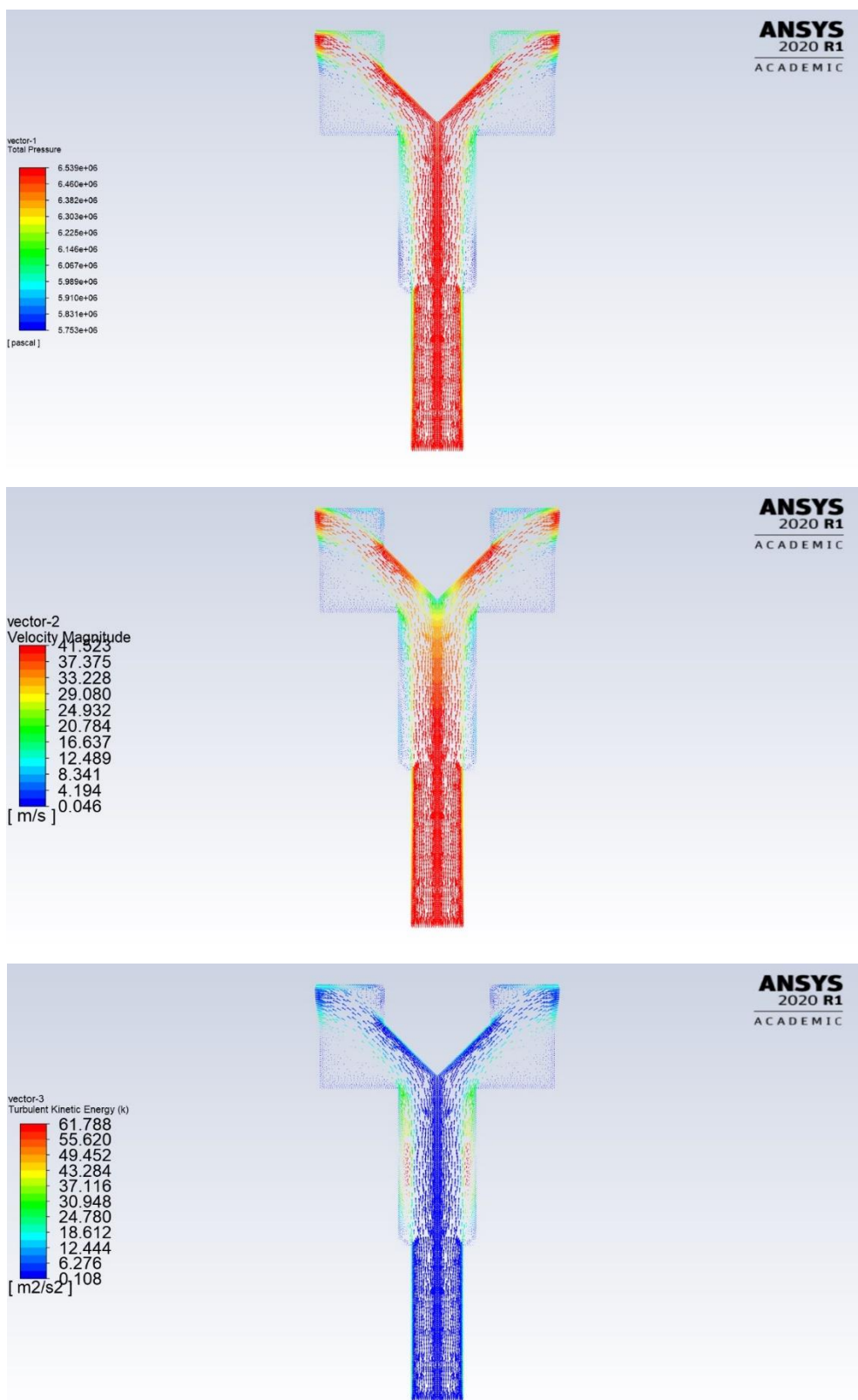


Рисунок 3.20 – Векторні поля повного тиску, швидкості, турбулентної кінетичної енергії

Також наведені відповідні графіки зміни повного тиску, швидкості та турб. кін. енергії вздовж ділянок вісі, на вході та на виході відповідного клапана (див. **рис. 3.21 – 3.35**).

Висота підйому клапана 2 мм

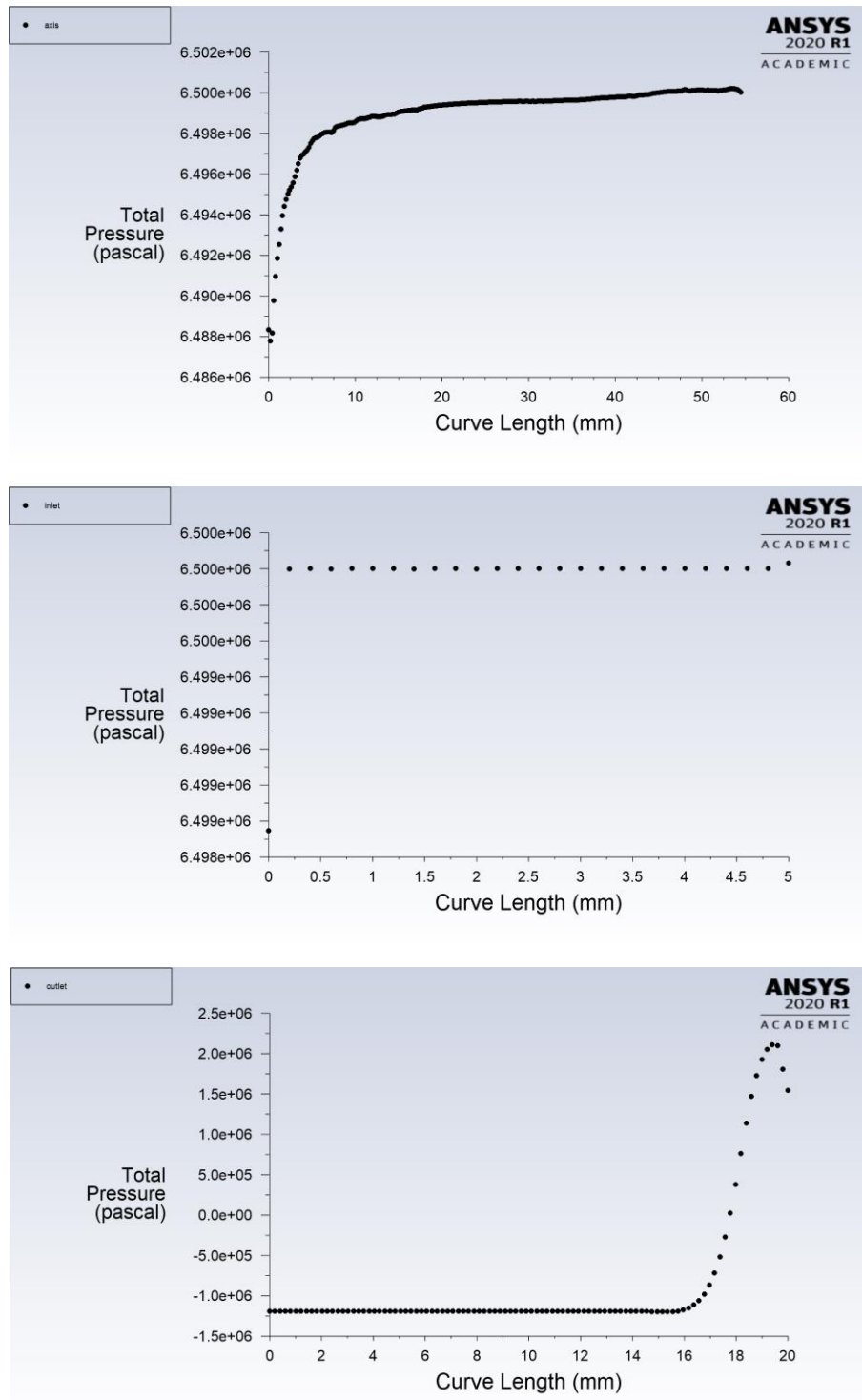


Рисунок 3.21 – Графічні залежності зміни повного тиску вздовж ділянок вісі, на вході та на виході ЗК

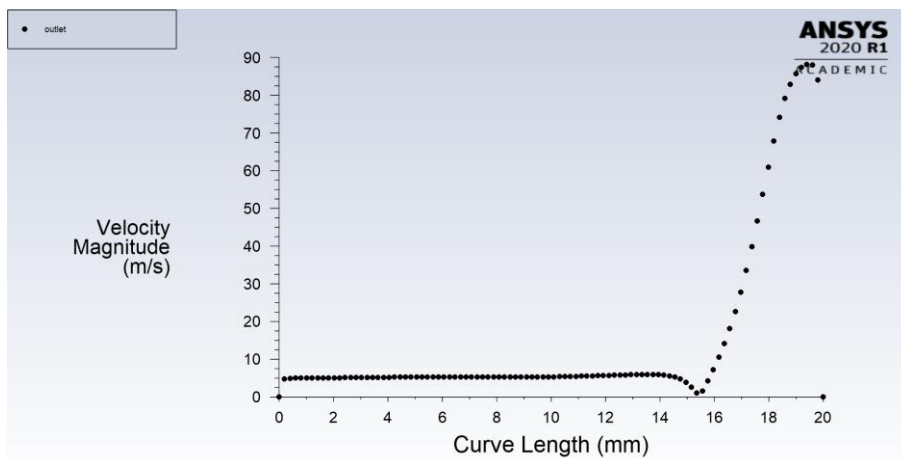
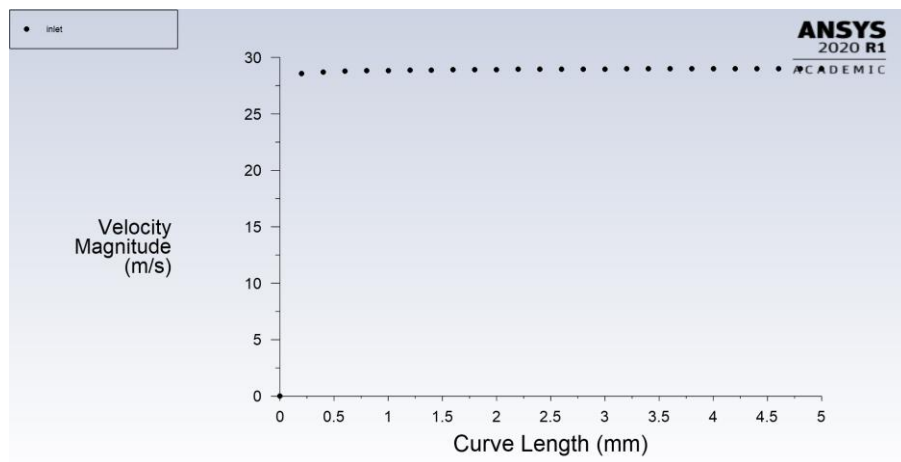
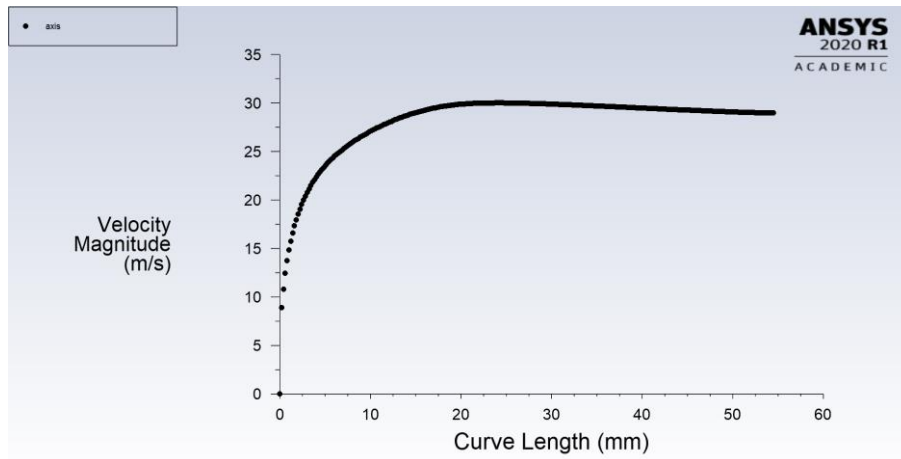


Рисунок 3.22 – Графічні залежності зміни швидкості вздовж ділянок вісі, на вході та на виході ЗК

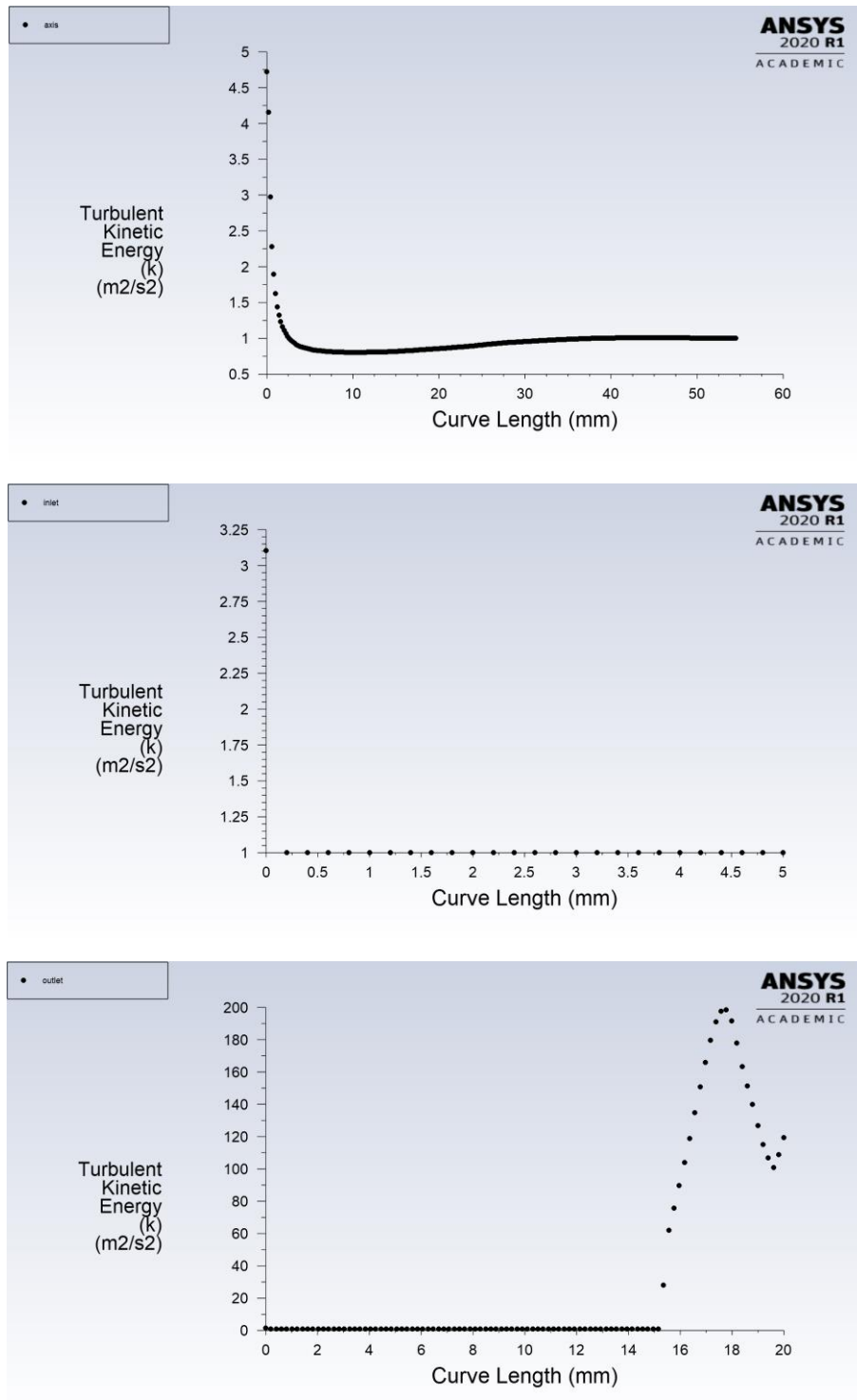


Рисунок 3.23 – Графічні залежності зміни турбулентної кінетичної енергії вздовж ділянок вісі, на вході та на виході ЗК

Висота підйому клапана 4 мм

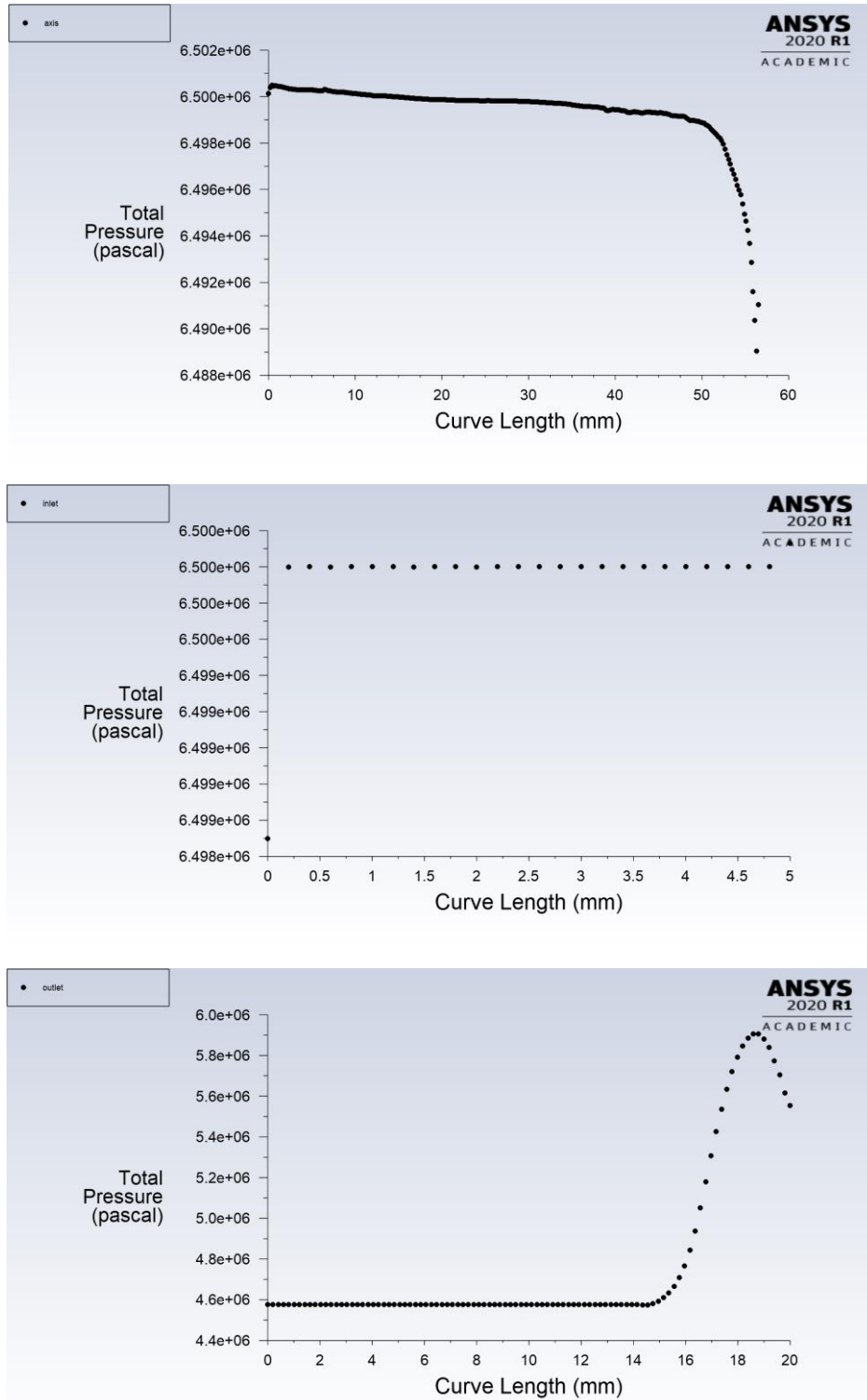


Рисунок 3.24 – Графічні залежності зміни повного тиску вздовж ділянок вісі, на вході та на виході ЗК

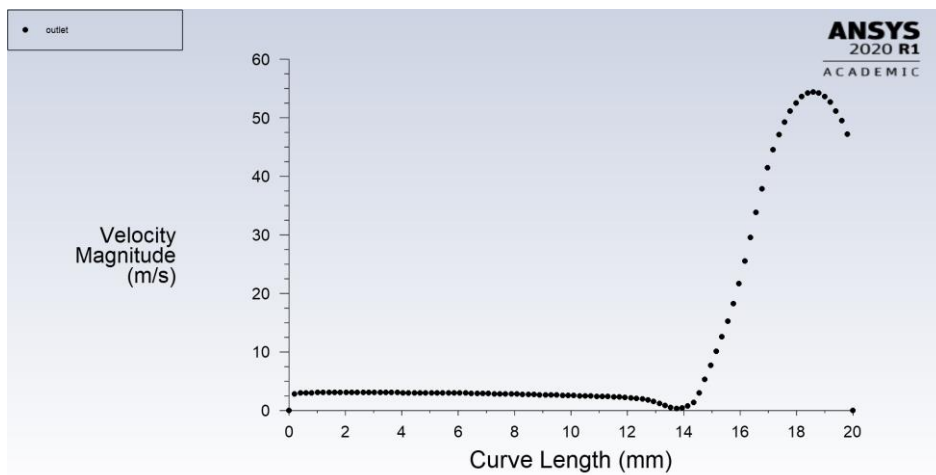
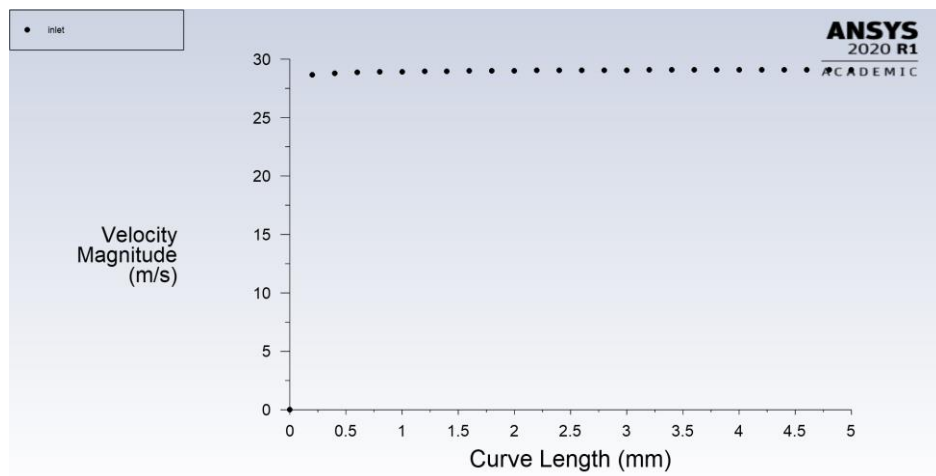
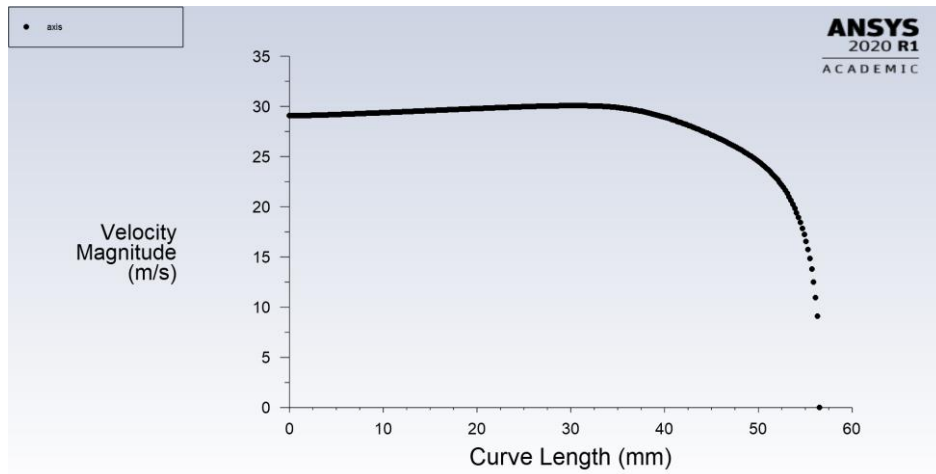


Рисунок 3.25 – Графічні залежності зміни швидкості вздовж ділянок вісі, на вході та на виході ЗК

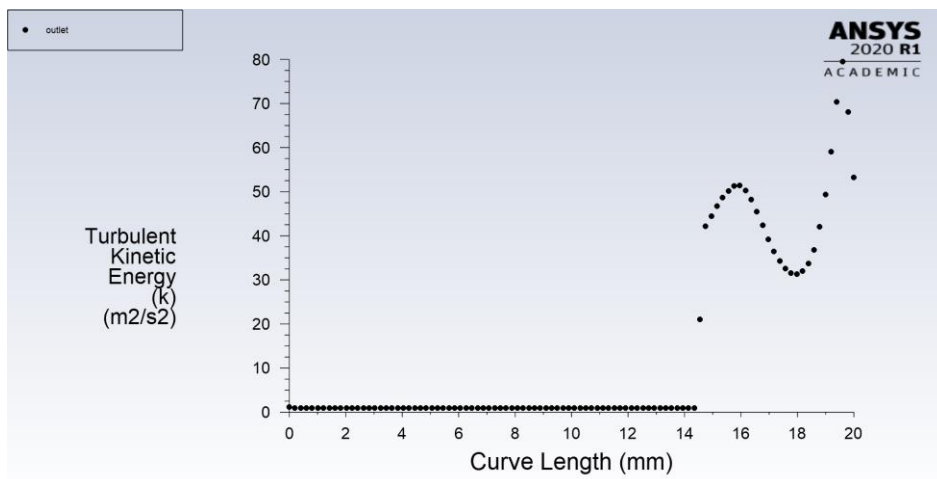
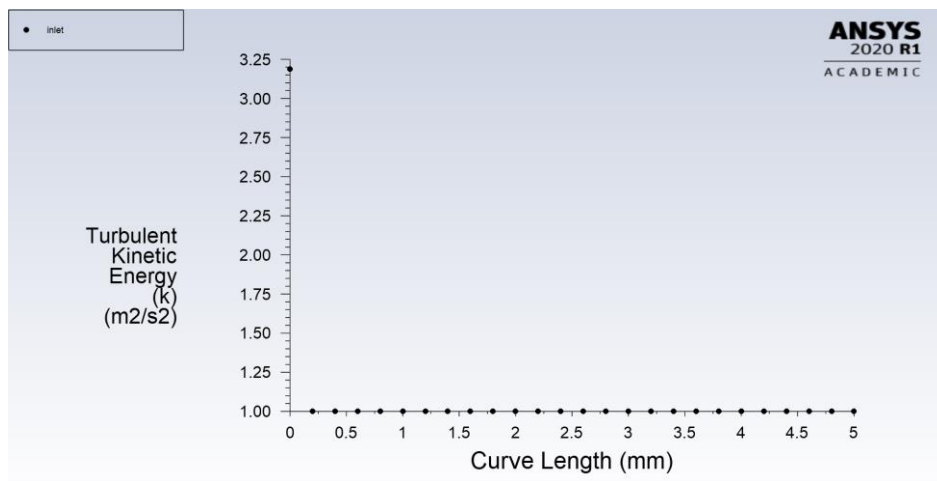
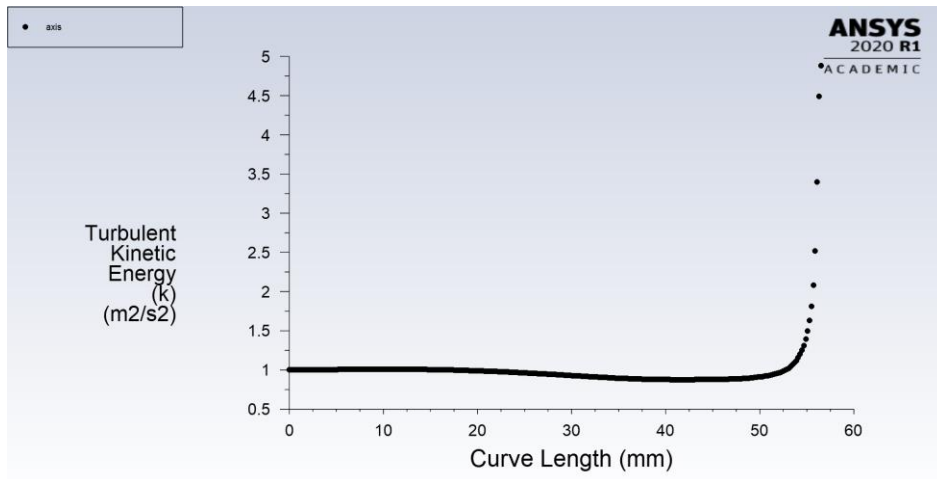


Рисунок 3.26 – Графічні залежності зміни турбулентної кінетичної енергії вздовж ділянок вісі, на вході та на виході ЗК

Висота підйому клапана 6 мм

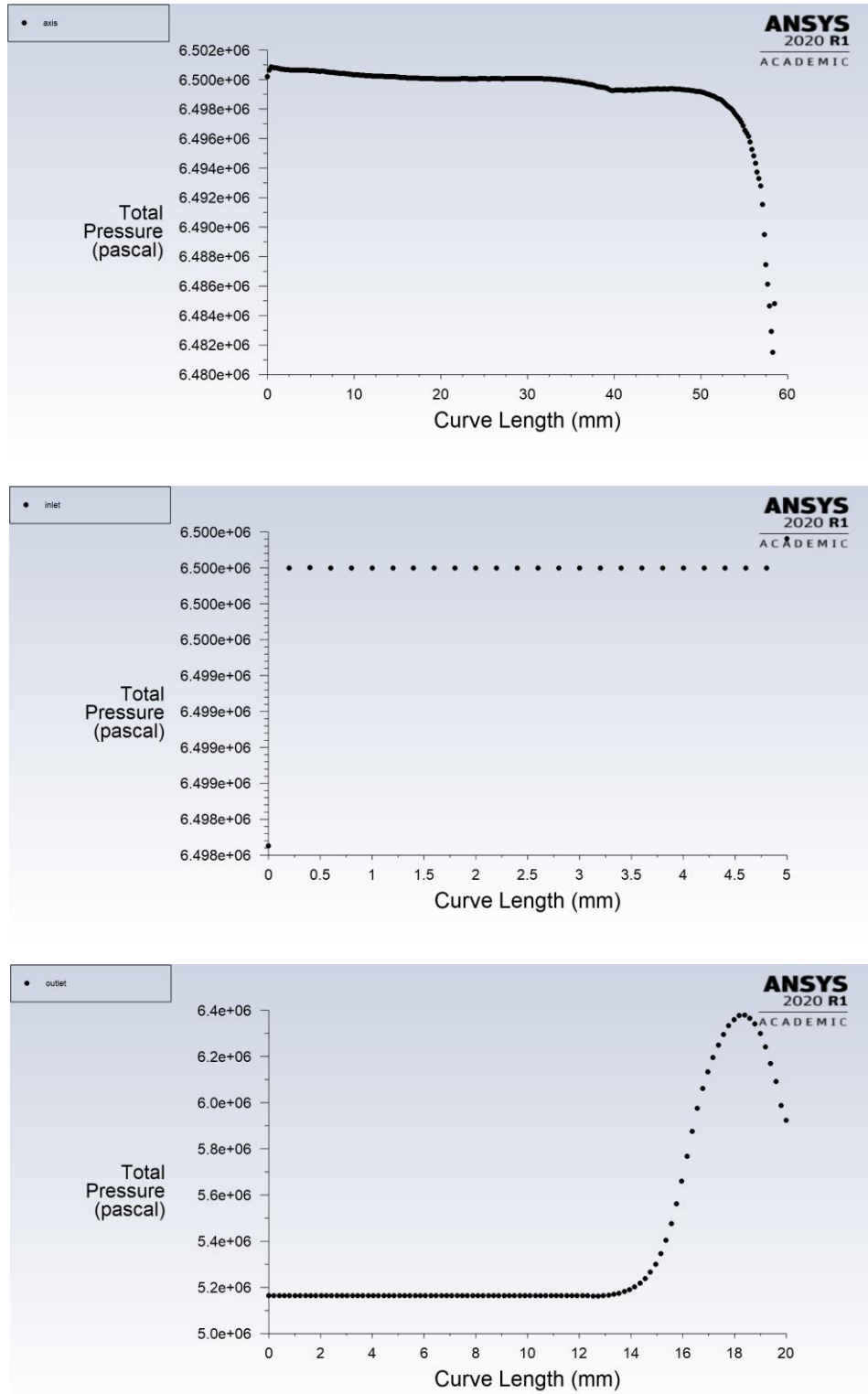


Рисунок 3.27 – Графічні залежності зміни повного тиску вздовж ділянок вісі, на вході та на виході ЗК

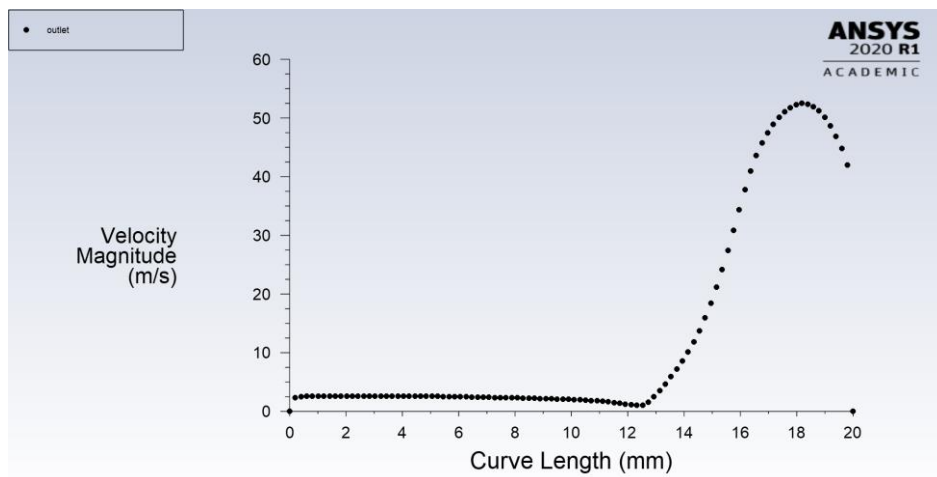
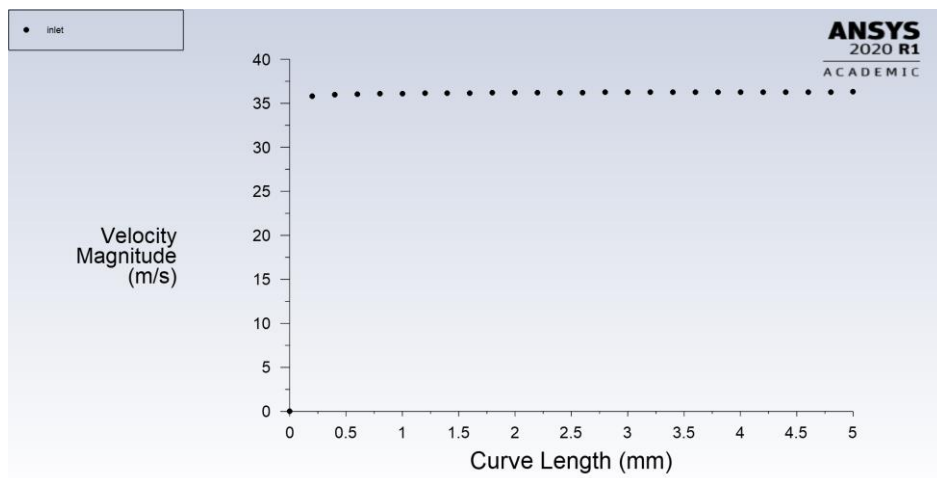
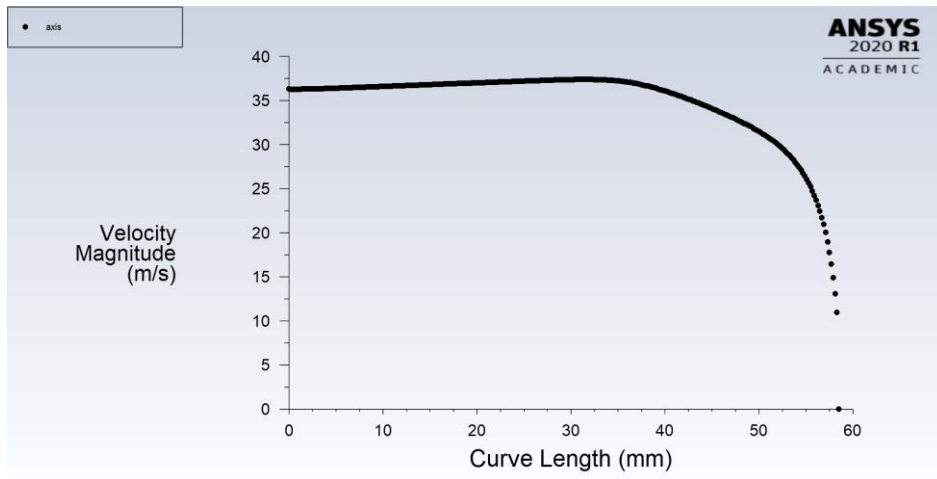


Рисунок 3.28 – Графічні залежності зміни швидкості вздовж ділянок вісі, на вході та на виході ЗК

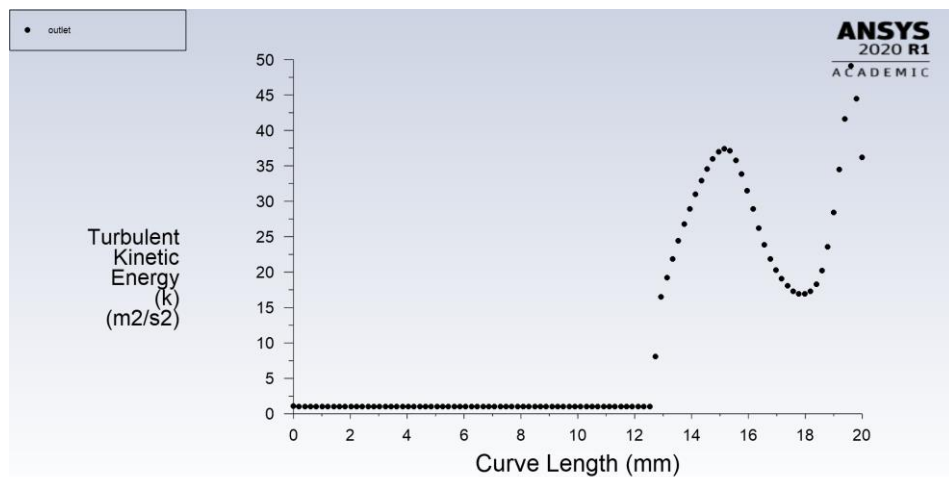
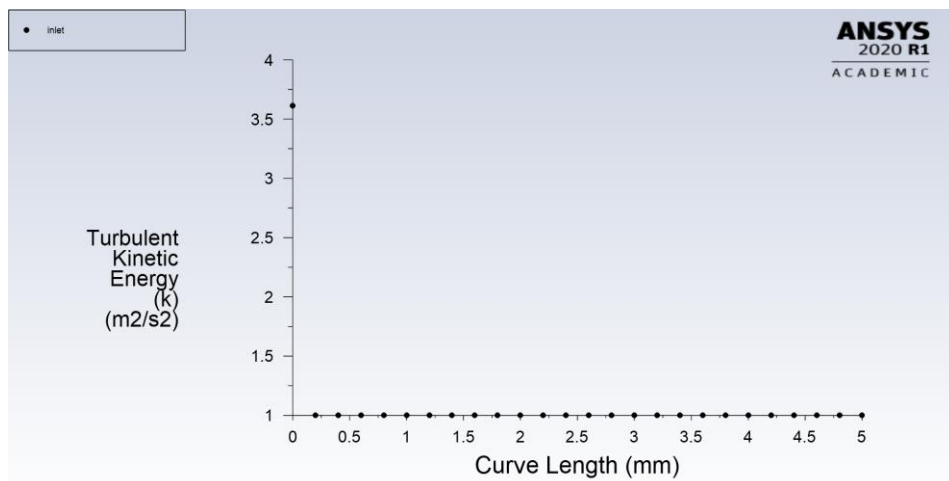
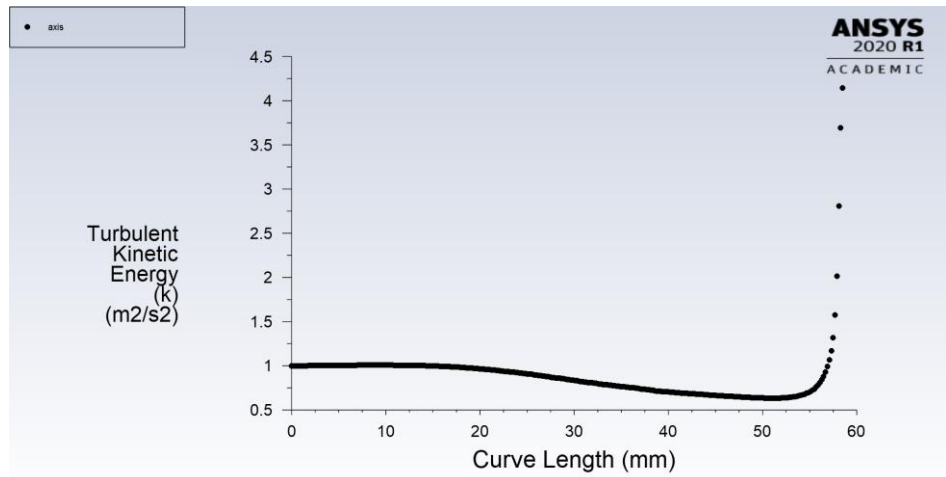


Рисунок 3.29 – Графічні залежності зміни турбулентної кінетичної енергії вздовж ділянок вісі, на вході та на виході ЗК

Висота підйому клапана 8 мм

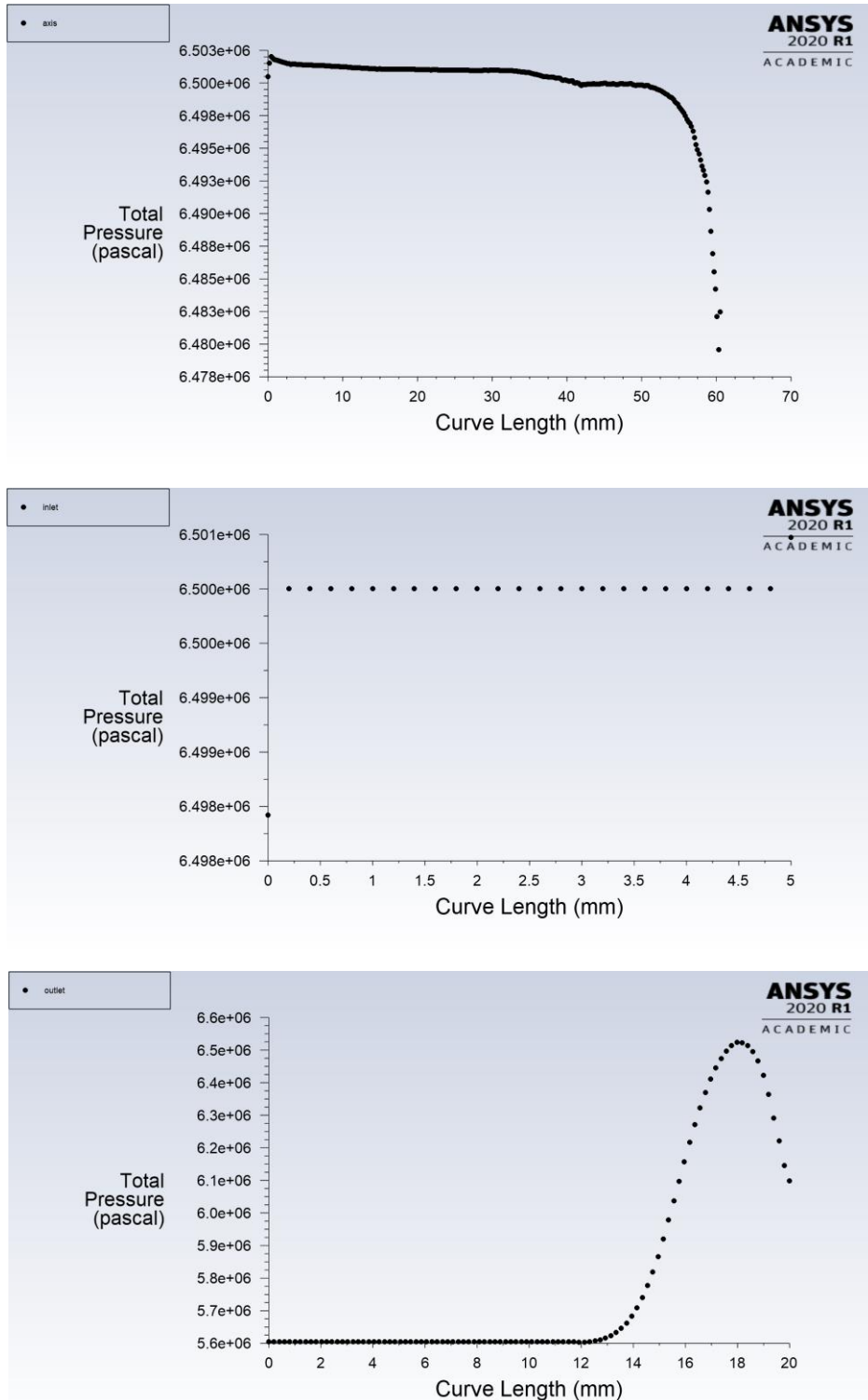


Рисунок 3.30 – Графічні залежності зміни повного тиску вздовж ділянок вісі, на вході та на виході ЗК

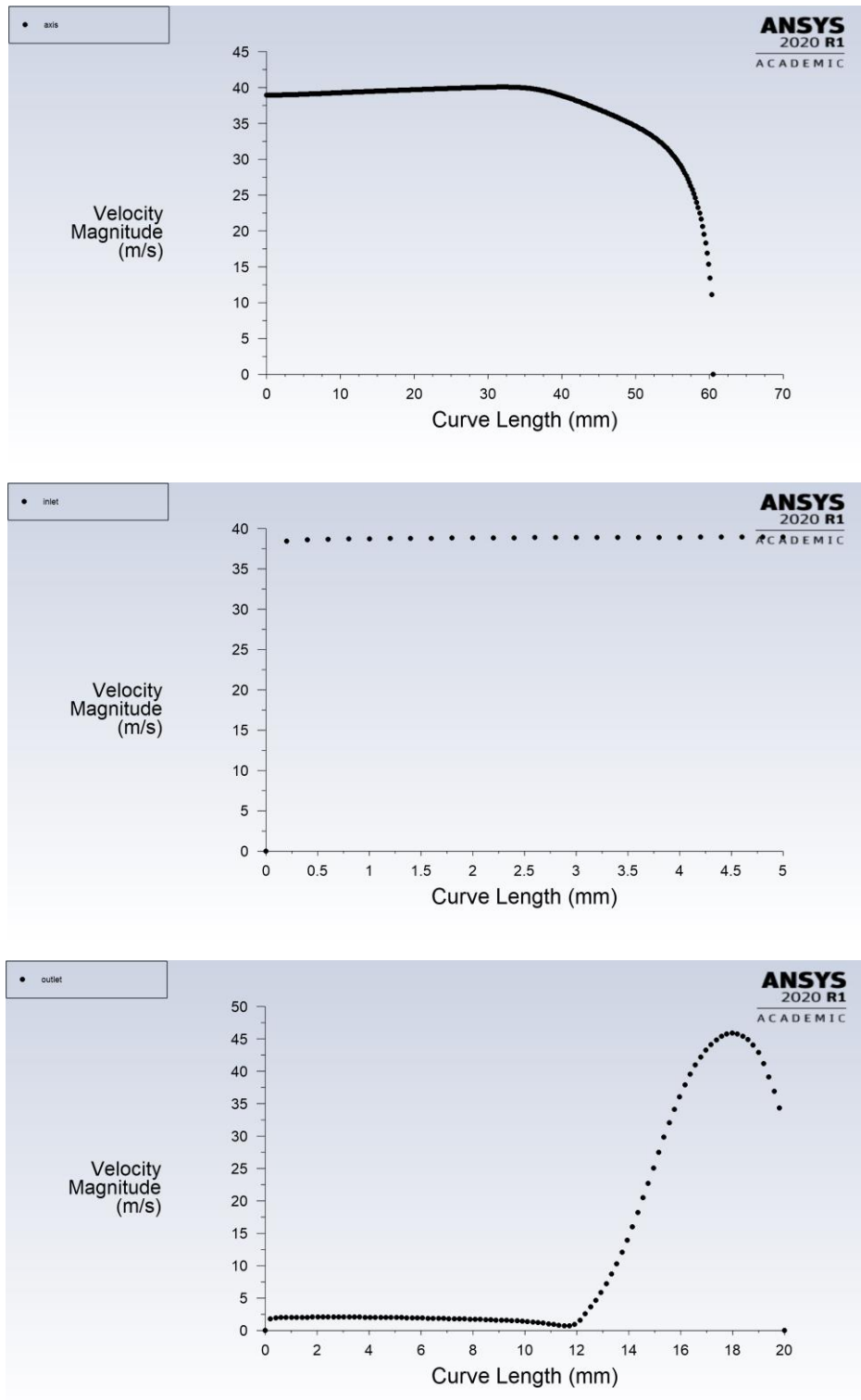


Рисунок 3.31 – Графічні залежності зміни швидкості вздовж ділянок вісі, на вході та на виході ЗК

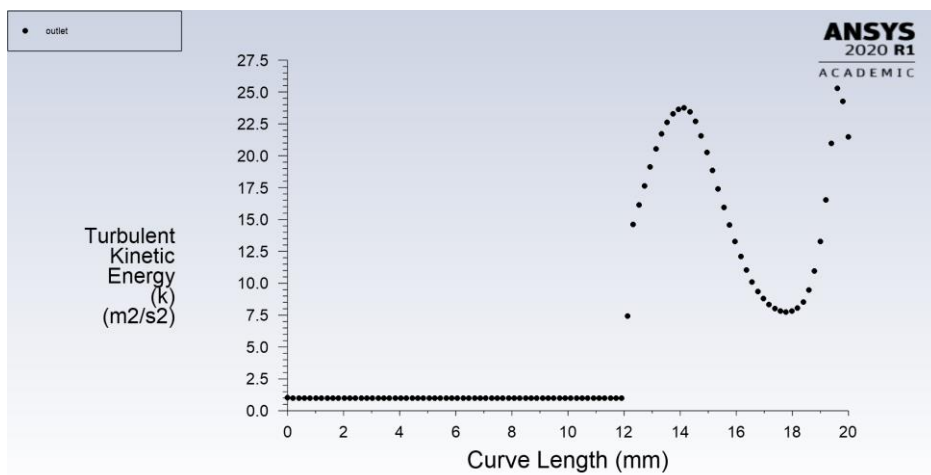
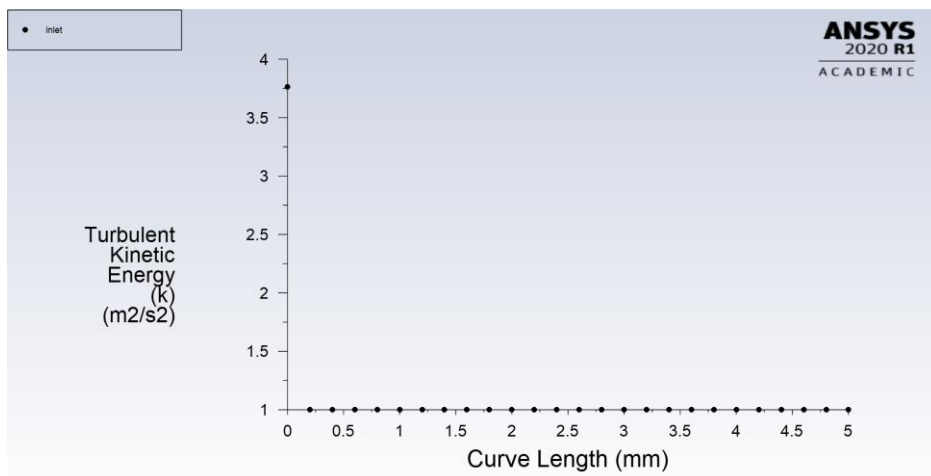
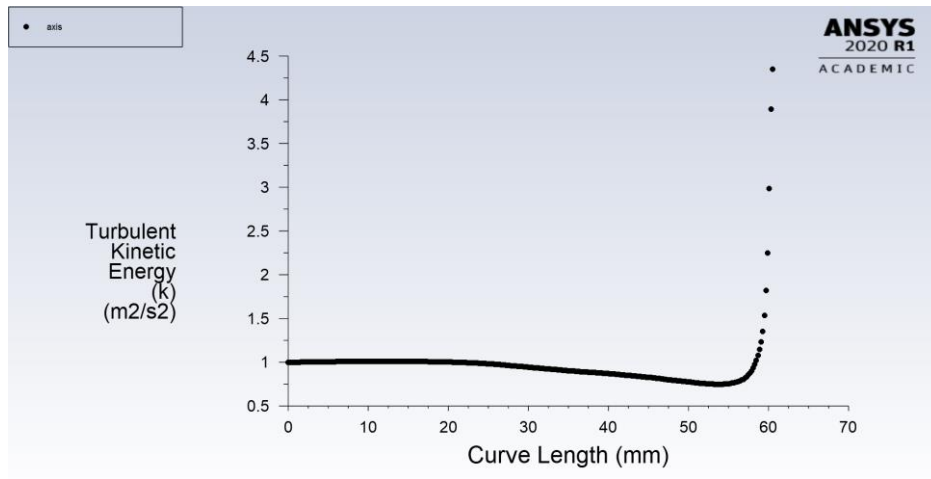


Рисунок 3.32 – Графічні залежності зміни турбулентної кінетичної енергії вздовж ділянок вісі, на вході та на виході ЗК

Висота підйому клапана 10 мм

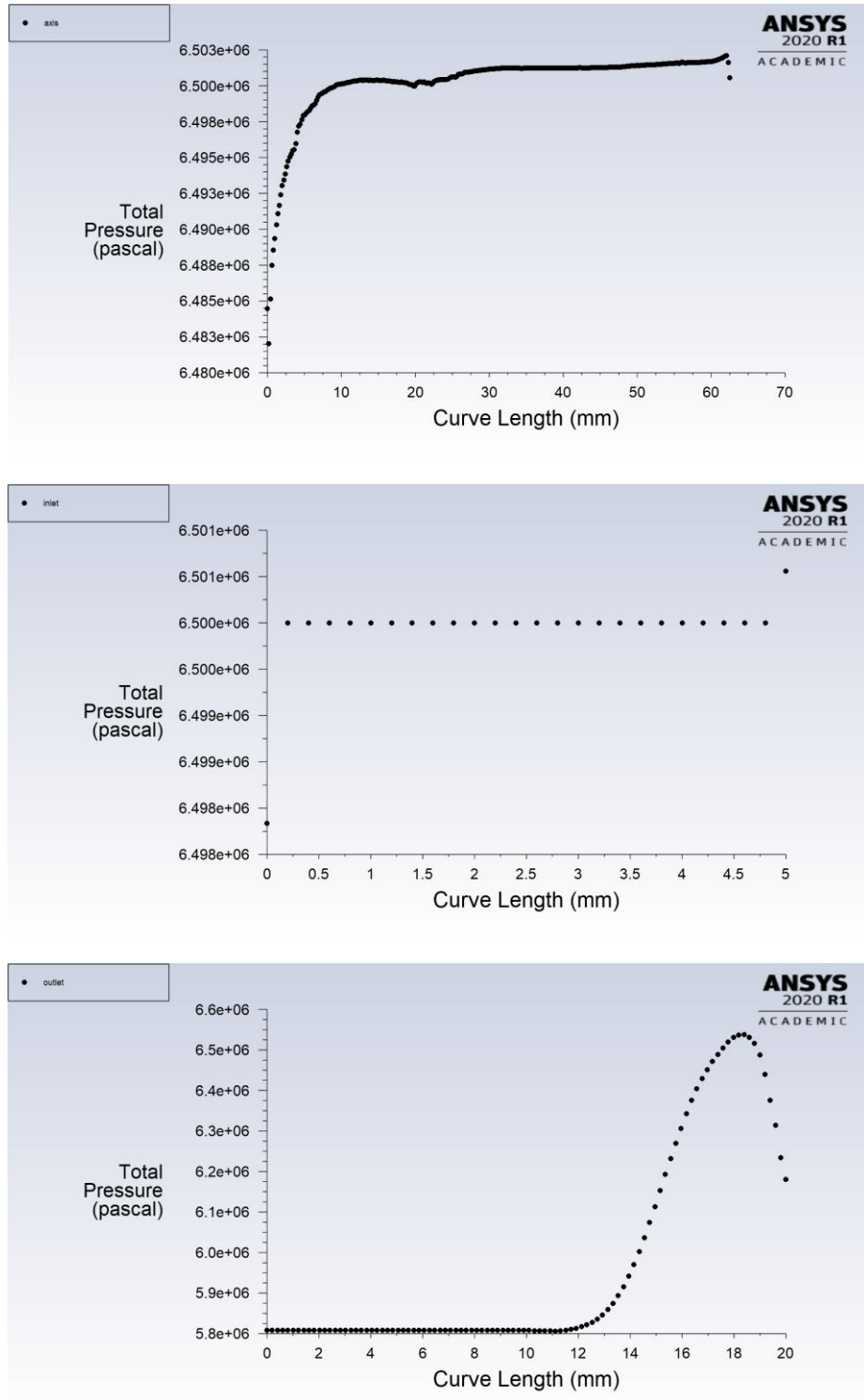


Рисунок 3.33 – Графічні залежності зміни повного тиску вздовж ділянок вісі, на вході та на виході ЗК

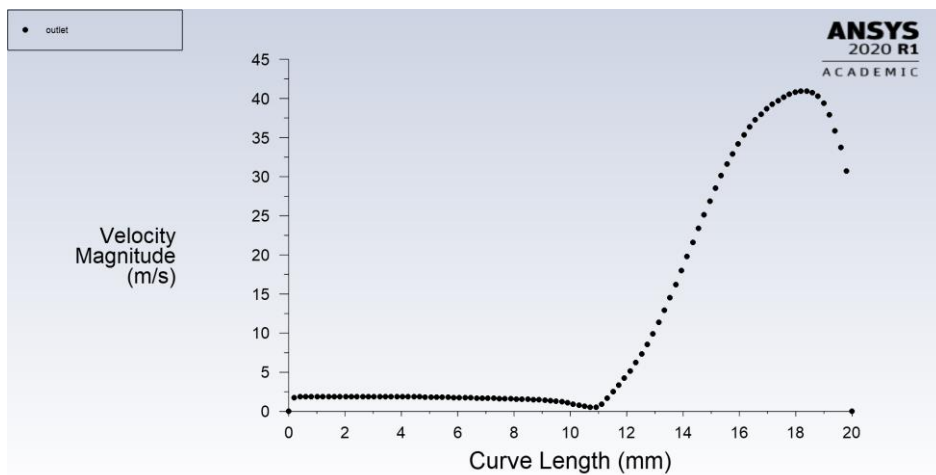
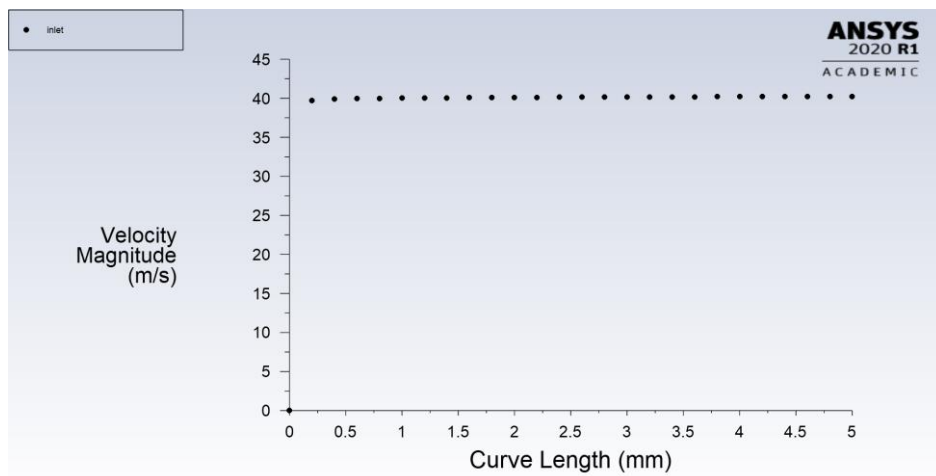
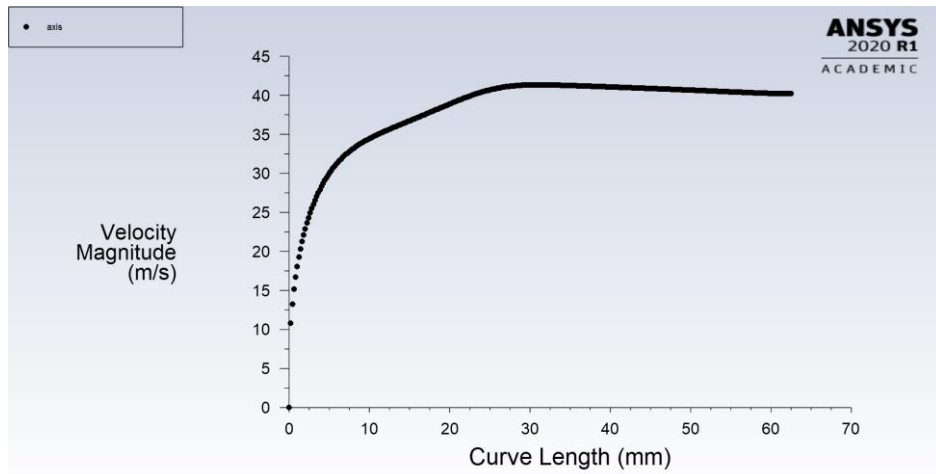


Рисунок 3.34 – Графічні залежності зміни швидкості вздовж ділянок вісі, на вході та на виході ЗК

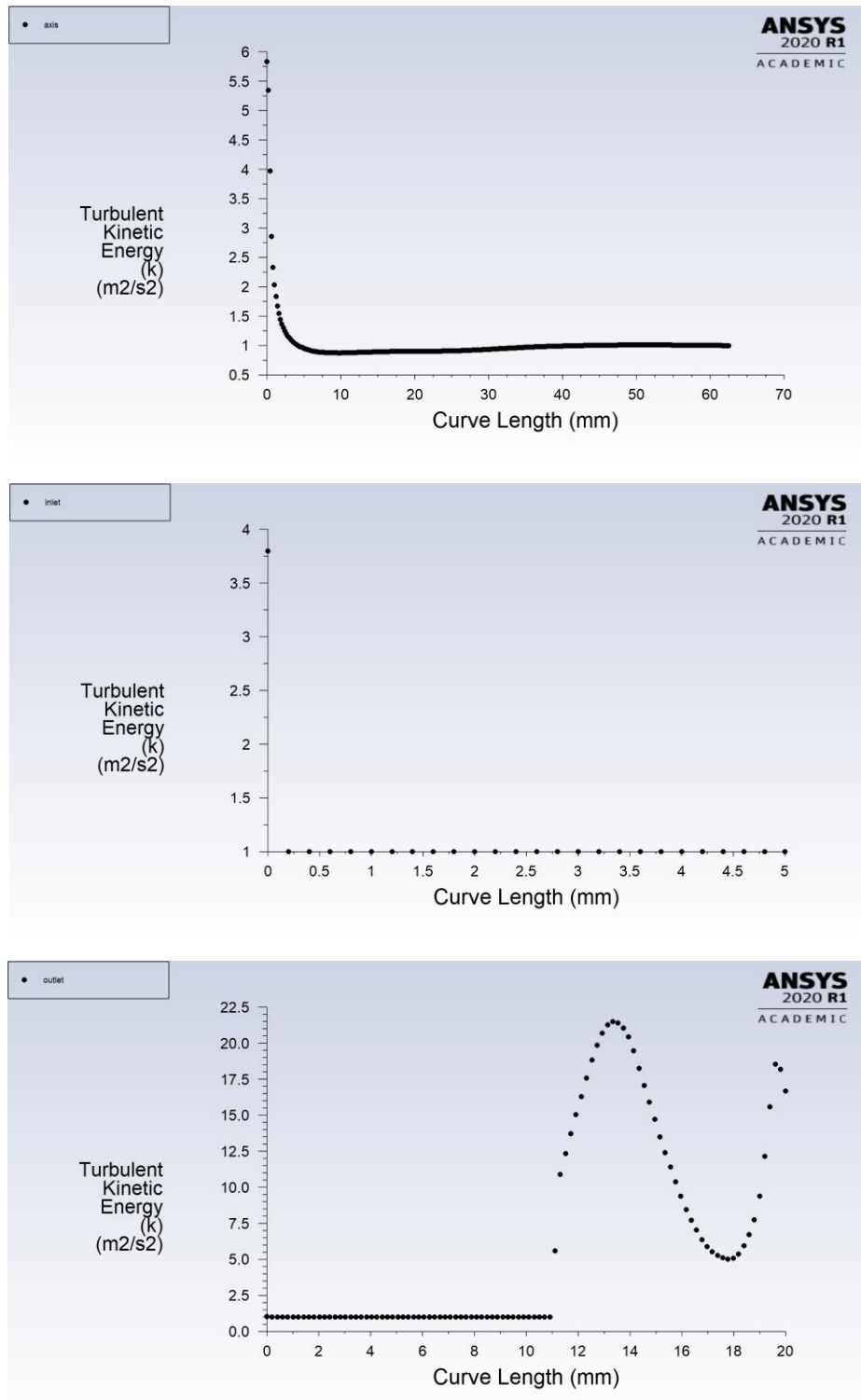


Рисунок 3.35 – Графічні залежності зміни турбулентної кінетичної енергії вздовж ділянок вісі, на вході та на виході ЗК

Фізичне пояснення вищенаведеного моделювання у клапані

Характерне збільшення швидкості мастила в дросельному каналі і одночасне зростання динамічного тиску зумовлене ефектом Бернуллі [18].

При цьому додатково проявляється ефект Коанда по периметру клапана, при якому струмінь рідини якби прилипає до нього за рахунок розрідження у робочих вікнах клапана та утворення циркуляційних областей вздовж нього [19].

При збільшенні висоти затвора ЗК відбувається поступове відхилення струменя від нього та одночасне вирівнювання повного тиску (між входом у дросельний канал та виходом з нього). Відповідно відбувається й поступове зменшення швидкості течії у самому дроселі за рахунок вирівнювання перепаду тисків.

Турбулентна кінетична енергія також зменшується по мірі відкриття ЗК. При цьому найбільші осередки накопичення даної енергії переміщуються з виходу дросельного каналу до т.з. застійних зон, де утворюються малі вихори (області різкого розширення підвідного трубопроводу та прилеглих стиків стінок до клапана під кутом 90°), а також певні зони зі зворотними потоками. Наведене – це негативні та небажані процеси, що можуть призводити до дуже небезпечних явищ – кавітації й аж до гідроударів. Як наслідок – може відбутися сепарація гідрорідини (порушення її цілісності), а також руйнування стінок підвідної гідролінії.

Вирішення проблеми турбулентності у клапані

Отже, внаслідок проведеної наукової роботи до ДР, можна порекомендувати наступне: для зменшення турбулентності у гідравлічній арматурі (в даному випадку на прикладі ЗК системи аутригерів) варто робити якомога плавніший перехід між зміною площі поперечного перерізу підвідного трубопроводу та загальну згладжену геометрію, як у місцях гострих стиків стінок, так й між клапаном та прилеглими до нього стінками.

Висновок

У спеціальній частині ДР була досліджена та проаналізована типова гідравлічна арматура на прикладі ЗК, яка використовується в ГС аутригерів транспортного літака злітною масою 123-132 тонн, а також вивчені та

змодельовані гідравлічні процеси течії гідрорідини при різних висотах відкривання клапану.

Також наведені рекомендації щодо зменшення турбулентних явищ під час протікання рідини в досліджуваному клапані.

РОЗДІЛ 4

Охорона навколишнього середовища

4.1. Екологічна небезпека експлуатації авіаційної техніки

Основними факторами шкідливої дії повітряного судна на навколишнє середовище є викиди шкідливих речовин двигунами, забруднення ґрунту різними паливно-мастильними матеріалами, а також авіаційний шум. Велика шкода задається навколишньому середовищу при обробці літака рідинами, що запобігають обмерзанню, а також при його мийці.

Прогнозований ріст повітряного транспорту у світі викликав необхідність своєчасного обмеження шкідливих викидів авіаційними двигунами. Міжнародна організація цивільної авіації (ІСАО) розробила в зв'язку з цим більш жорсткі норми на емісію авіаційних двигунів [20].

Викид дренажного палива в атмосферу авіаційними двигунами нормами ІСАО не допускається і повинний виключатися в процесі конструювання нових авіадвигунів і повітряних судів.

До складу відпрацьованих газів газотурбінних двигунів входять наступні основні компоненти, які забруднюють атмосферу:

- монооксид вуглецю – CO (чадний газ);
- вуглеводні, які не повністю згоріли – C_xH_y (метан CH_4 , ацетилен C_2H_2 , етан C_2H_6 , бензол C_6H_6 та ін.);
- альдегіди: формальдегід $HCHO$, акролін $CH_2=CH=CHO$, оцтовий альдегід CH_3CHO та ін. (виділяються у невеликих кількостях);
- оксиди азоту NO_x ;
- оксиди сірки SO_x (виділяється невелика кількість);
- бензопірен (канцерогенна речовина) – виділяється у кількості 2...4 мг за 1хв роботи двигуна (при тому, що допустимий рівень забруднення – 0,0001 мг на $100m^2$ площі);
- сажа (дрібнодисперсні частинки чистого вуглецю) – виділяється у вигляді шлейфу диму за соплами двигунів під час зльоту літака, (сажі виділяється небагато).

Кількісною характеристикою викидів шкідливих речовин авіаційними двигунами є індекс емісії EI, який показує, скільки грамів даної шкідливої речовини викидається в повітря при спалюванні 1 кг пального в двигуні.

Тобто, ($EI = \text{г/кг}$) й існують EI_{CO} , $EI_{\text{C}_x\text{H}_y}$, EI_{NO_x} і т.ін.

Надалі будемо розглядати тільки ці три інгредієнти, оскільки вони найбільше забруднюють атмосферу, тому що викиди їх найвищі.

EI характеризує якість організації процесу горіння в камері згорання кожного зразка двигуна і тому пов'язаний з конструктивними і експлуатаційними характеристиками камери. Тому EI часто називають емісійною характеристикою двигуна.

Індекси емісії визначаються в процесі їх сертифікаційних випробувань.

Вміст інгредієнтів CO та C_xH_y у відпрацьованих газах авіадвигунів обумовлений неповним згоранням палива в двигуні, а цей процес, в свою чергу, залежить від характеристики його параметрів згорання, тобто, величини коефіцієнта повноти згорання η та режиму роботи двигуна.

Максимальна повнота згорання палива в двигуні має місце на розрахунковому режимі – зльотному (режимі максимальної тяги двигуна). На цьому режимі сучасні двигуни мають $\eta = 0,97 \dots 0,99$ ($\eta = 1,0$ при абсолютно повному згоранні, чого в дійсності досягнути неможливо). На всіх інших режимах η нижча, тобто, повнота згорання менша, ($\eta = 0,75 \dots 0,85$), у двигуна в атмосферу викидається більше продуктів неповного згорання (CO , C_xH_y та інших), та, відповідно, забруднення повітря збільшується.

Вміст інгредієнта NO_x у відпрацьованих газах авіадвигуна залежить від:

- величини температури суміші в камері згорання (чим вона вища, тим більше утворюється NO_x), а вона максимальна (2500...3000 K) на злітному режимі;

- часу перебування суміші в камері згорання (чим він більший, тим більше утворюється NO_x), а це має місце на невеликих швидкостях літака.

Тобто, максимальний викид NO_x має місце на злітному режимі двигуна і режимах, близьких до нього (при здійсненні зльоту літака і при наборі ним висоти польоту).

Під зоною аеропорту розуміють простір, обмежений висотою 1000 м і розмірами аеродрому.

Очевидно, що викид шкідливих речовин (тобто, емісія авіадвигуна) залежить від режиму його роботи і тривалості роботи на цьому режимі.

Середньостатистичні значення деяких параметрів сучасних авіадвигунів, залежно від режимів роботи та їх тривалості (для великих аеропортів світу) приведені у **табл. 4.3**.

Таблиця 4.3

Параметри двигунів

№ режиму	Назва режиму роботи двигуна	Відносна тяга, R^*	Тривалість режиму, t, хв
1	Режим малого газу (холостий хід) при рулінні перед зльотом	0.07	15
2	Злітний режим	1	0.7
3	Режим набору висоти (100 м)	0.85	2.2
4	Режим заходу на посадку	0.3	4
5	Режим малого газу (холостий хід) при рулінні після посадки	0.07	7

$$R^* = R/R_0,$$

де R – тяга двигуна при заданому режимі; R_0 – тяга двигуна при злітному режимі (максимальна тяга).

З *табл. п.1* ми бачимо, що найбільш тривалим і небезпечним з екологічної точки зору є режим малого газу (відносна тяга складає 3...9% від її максимального значення). Такі мінімальні значення відносної тяги двигуна

мають місце при рулінні перед зльотом і після посадки, а також під час прогрівання двигуна після запуску.

На графіку (див. **рис. 4.36**) показана залежність емісії шкідливих речовин від режиму роботи типового сучасного авіадвигуна.

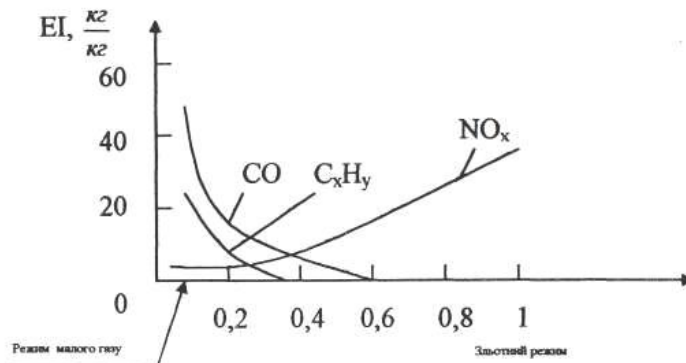


Рисунок 4.36 – Графік емісії двигуна

Визначаючи під час сертифікаційних випробувань індекси емісії шкідливих речовин на відповідних режимах роботи двигуна, знаходять контрольний параметр емісії випробуваного двигуна, по якому встановлені норми ІСАО.

Цей параметр характеризує „ступінь шкідливості” двигуна:

$$M_i / R_0, \text{ (г/кН)},$$

де M_i – маса в грамах і-тої шкідливої речовини (інгредієнта) за деякий визначений час роботи двигуна; R_0 – злітна тяга двигуна в кілоньютонах.

Злітна тяга двигуна – це тяга, що забезпечує підйом в повітря необхідної та встановленої для даного типу судна ваги.

Норми ІСАО по контрольному параметру емісії для сучасних авіаційних двигунів:

$$M_{CO}/R_0=118 \text{ г/кН}; \quad M_{C_xH_y}/R_0=19,6 \text{ г/кН}; \quad M_{NO_x}/R_0=(40\dots80) \text{ г/кН}.$$

Сучасний аеропорт – складний та багатогранний комплекс різних за призначенням та об’ємом сучасних споруд, будівель та обладнання, який розташований на великій земельній ділянці. Загальна площа забудови

аеропорту, враховуючи аеродром, службово-технічну територію та відокремлені споруди, становить 350 - 400 га. Злітно-посадкові смуги (ЗПС), що призначені для зльоту та посадки повітряних суден, на сучасних великих аеродромах мають довжину 4000 - 4500 м, ширину 45 - 60 м.

Оцінка екологічних та санітарно-гігієнічних вимог до аеропорту демонструє, що аеропорт має великий вплив на навколишнє середовище. Сюди відносять:

1. Авіаційний шум, що поширюється на великі відстані від аеродрому, чинить дратівливий вплив на значну кількість населення, а також на фауну близько розташованих районів та площин під льотними трасами. Шум – безладне сполучення небажаних для людини звуків, що заважають трудовій діяльності та відпочинку. Вплив на живий організм шумів, що виникають у процесі функціонування ЛА, залежить значною мірою від їхньої інтенсивності і характеру. Стійкий постійний шум впливає менше на навколишнє середовище, ніж нерегулярно виникаючий, а шум меншої частоти, відповідно, менше, ніж високочастотний. Нерівномірні шуми, наприклад при несинхронній роботі повітряних гвинтів на літаках з декількома двигунами, ще більш підсилюють негативний вплив на навколишнє середовище.

Діючи на органи слуху, центральну і вегетативну нервові системи, а через них на внутрішні органи, шум є причиною розвитку шумової хвороби. Знижуючи загальну опірність організму зовнішнім впливам, він сприяє розвитку інфекційних хвороб.

Основне джерело шуму силових установок з турбогвинтовими (ТГД) і поршневіми (ПД) двигунами – повітряний гвинт. Шум, випромінюваний через усмоктувальні і вихлопні пристрої ТГД, а також шум механічного походження в ПД (кривошипно-шатунного механізму, газорозподільного пристрою й агрегату) маскується шумом повітряного гвинта. Інше важливе джерело шуму ПД – вихлоп. В окремих випадках вихлопний шум виявляється порівнянним із шумом повітряного гвинта, а на знижених режимах може перевищувати останній.

Основні компоненти шуму ДСУ: випромінюваний з боку усмоктування (шум компресора); випромінюваний корпусом установки; вихлоп, що включає в себе шум турбіни. Внаслідок досить великої частоти обертання ГТД ДСУ їхній шум має високочастотний характер і досягає рівня звукової потужності 135 дБ. Його інтенсивність на відстані 25 м складає приблизно 90 дБ.

Основними заходами, які знайшли широке застосування в сучасній практиці зниження дратівливого впливу авіаційного шуму на території та навколо аеропорту є:

- створення менш шумних силових установок повітряних суден;
- впровадження ефективних експлуатаційних процедур та організаційних заходів, що дозволяють виключити або зменшити вплив шуму;
- застосування будівельно-планувальних заходів.

2. Електромагнітні поля. У даний час в аеропортах і на літаках цивільної авіації широке застосування для цілей зв'язку, радіонавігації, телекерування, телесигналізації і радіолокації знайшла радіоапаратура, що працює в діапазоні високих (ВЧ), ультрависоких (УВЧ) і надвисоких частот (НВЧ). Найбільше застосування в цивільній авіації знаходить радіоапаратура і радіосистеми, що працюють у діапазоні УВЧ і НВЧ. До них відносяться: системи інструментальної посадки літаків - курсові і глісадні маяки; системи ближньої навігації; радіолокаційні станції – далекого і ближнього виявлення, посадкові, огляду льотного поля (діапазон міліметрових довжин хвиль), огляду літаків; передавальні станції КХ і УКХ діапазону - системи автоматичного і напівавтоматичного керування і контролю за повітряним рухом; радіостанції літаків та ін.

Електромагнітна енергія випромінюється в навколишнє середовище, у першу чергу, антенним пристроєм. Крім цього, джерелами електромагнітних полів (ЕМП) у робочих приміщеннях радіолокаційних станцій, радіотехнічних майстерень, лабораторій і радіоцентрів можуть бути окремі вузли НВЧ генераторів (магнетрони, клістрони), з'єднувальні елементи модуляторів з

генераторами, лінії передач від генератора до антени, катодні виходи магнетронів, вентиляційні щілини, щілини у хвильовидних трактах і коаксіальних лініях та ін.

Високочастотне випромінювання викликає в живих організмах зміну рефлекторної діяльності (гальмування умовних і безумовних рефлексів), падіння кров'яного тиску, зниження пульсу. Постійний вплив опромінення може призвести до стійких функціональних змін у центральній нервовій і серцево-судинній системах.

Основними шляхами при розробці засобів захисту від впливу ВЧ та НВЧ полів є: зменшення густини потоку випромінювання самим джерелом випромінювання, екранування джерела випромінювання.

Засоби захисту повинні відповідати наступним вимогам: не спотворювати істотно ЕМП; не знижувати якість технічного обслуговування і ремонту - одного з найважливіших факторів забезпечення безпеки польотів повітряних суден.

3. Забруднення повітряного середовища об'єктами аеропорту та літаками має, в основному, локальне значення для службово-технічної території аеропорту, що за несприятливих умов може досягнути рівнів, що прирівнюються до гранично припустимих норм для населених місцевостей;

До складу забруднювачів атмосферного повітря входять силові установки літаків, двигуни спецавтотранспортних засобів та котельні, технологічні викиди споруд аеропорту (майстерень, ремзаводів та ін.). Атмосфера забруднюється також за рахунок випаровувань палива крізь дренажні отвори на складах ПММ, через витоки та проливи палива і масел, спецрідини під час обробки ПС.

Серед наземних джерел забруднення повітря розрізняють точкові (труби, вентиляційні шахти та ін.) та лінійні (аераційні фонарі, відкриті віконні отвори та ін.), що є причиною забруднення міжкорпусних просторів авіапідприємства.

Основу заходів, що направлені на зменшення забруднення повітряного середовища на території аеропортів, складають:

- очищення вентиляційних та технологічних викидів в атмосферу;
- удосконалення технологічного процесу і доведення його до “безвихідного” виробництва;
- герметизація обладнання та комунікацій;
- додержання планувальних вимог охорони повітряного басейну під час будівництва та розташування об'єктів аеропорту.

Під час планування і реалізації природоохоронних заходів в аеропорту істотне значення має ретельна інвентаризація організованих та неорганізованих викидів шкідливих речовин до атмосфери.

4. Стічні виробничі води та поверхневі стоки з території аеропорту можуть забруднювати багато водних і ґрунтових природних об'єктів та тому вимагають створення локальних очисних споруд.

Сучасний напрям охорони навколишнього середовища від забруднення промисловими викидами передбачає вирішення цієї проблеми не лише шляхом технологічних та санітарно-технічних заходів, але й правильним функціональним використанням, збудовою та благоустроєм території аеропорту із врахуванням закономірностей розповсюдження шкідливих речовин в навколишньому середовищі та перспективи розвитку виробничої бази.

4.2. Аналіз екологічної небезпеки проектного об'єкту

Екологічну небезпеку представляють такі чинники, як:

- витіки робочої рідини з системи управління аутигерами при експлуатації, технічному обслуговуванні і ремонті системи;
- збиток від витрати матеріалів при виробництві системи.

У результаті випаровування і охолодження робочої рідини, з утворенням токсичних летючих фракцій вуглеводнів, відбувається забруднення повітря.

Виробництво вузлів, агрегатів і деталей системи управління опор допоміжних середнього транспортного літака пов'язаного із значними витратами матеріалів і електроенергії на їх виробництво. При виготовленні деталей складної конфігурації багато матеріалу йде у витрату (при виготовленні деяких деталей коефіцієнт використання матеріалу знаходиться в межах 0,35-0,47).

Після того, як агрегати і датчики системи виробляють встановлений ресурс, вони піддаються утилізації. При цьому виникають ускладнення при переробці електронних блоків, що складаються з різномірних матеріалів. З цієї причини вони не можуть використовуватися після переробки як сировина для повторного використання.

4.3. Заходи направлені на запобігання екологічному збитку

Розроблена в даному дипломному проекті система дозволяє знизити екологічний збиток, що наноситься навколишньому середовищу в результаті виробництва системи керування аутригерами, по порівнянню з існуючою системою-аналогом.

Так при проектуванні системи в даному дипломному проекті передбачено зниження екологічного збитку за рахунок таких заходів:

- зниження маси проектованої системи за рахунок зміни матеріала стійки аутригера з меншою питомою вагою (дуралюмінієвий сплав В96).

4.4. Визначення екологічного збитку від витрати матеріалів, напівфабрикатів і виробів при виробництві системи аутригерів

Визначимо збиток, заподіяний навколишньому середовищу по формулі:

$$Y_M = M_\delta * y_M;$$

M_δ - маса базової системи;

y_M - збиток від витрати матеріалів.

Маса системи-аналога складає:

$M = 119,28$ кг (без урахування робочої рідини), сировиною для вузлів служить сталь.

З табл. 4.4 визначаємо питомий збиток від витрати матеріалів в у.о./м³.

Таблиця 4.4

Збитки від матеріалів

Використані матеріали	Питомий збиток у.о./м ³ , y_m
Сталь	17
Мідь	100
Алюміній	20
Цемент	3
Полімерні матеріали	25

$y_m = y_m * M_{\delta} / 1000 = 119,28 * 17 / 1000 = 2,03$ у.о./кг, так як $y_m = 17$ у.о./м³.

Отже: $Y_m = M_{\delta} * y_m = 119,28 * 2,03 = 242,14$ у.о.

У проектованій системі передбачені злегшення конструкції шляхом матеріалів з меншою питомою вагою, це дозволяє на базовому літаку заощадити приблизно на п'ятнадцять кілограм. Для спрощеного розрахунку приймаємо, що сировиною для вузлів, агрегатів і деталей проекрованої системи служить дуралюмінієвий сплав В96.

Маса проектованої системи $M_{\delta \text{ пр}} = 103,43$ кг

Визначимо екологічний збиток, що заподіюється навколишньому середовищу, використовуючи дані з таб.№5.2.

$y_m = 20$ у.о./м³ (із таблиці 1)

$y''_{m \text{ пр}} = y_m * M_{\delta \text{ пр}} / 1000 = 20 * 103,43 / 1000 = 2,07$ у.о./кг

Отже: $Y''_m = M_{\delta \text{ пр}} * y''_{m \text{ пр}} = 103,43 * 2,07 = 214,10$ у.о.

Висновок

Аналізуючи приведені розрахунки можна зробити висновок про те, що дана розробка дозволяє заощадити близько п'ятнадцяти кілограм сировини, що відповідає (у даному відношенні) 28,04 у.о., без урахування економії робочої рідини і додаткових витрат на виробництво розподільних клапанів і кріплень арматури, видалених з проектованої системи.

РОЗДІЛ 5

Охорона праці

5.1. Законодавчі та нормативно-правові акти охорони праці

Охорона праці – це система правових, організаційних, санітарно-лікувальних, профілактичних, соціально-економічних, технічних, гігієнічних заходів та засобів, спрямованих на збереження життя, здоров'я й працездатності людини в процесі трудової діяльності.

Відповідно до "Закону України про охорону праці" служба охорони праці створюється власником або уповноваженим ним органом на підприємствах, закладах, установах, організаціях незалежно від форми власності та видів їх діяльності, – для організації виконання правових, організаційно-технічних, лікувально-профілактичних заходів, направлених на запобігання нещасним випадкам, профзахворювань і аварій на виробництві.

Служба з охорони праці вирішує завдання:

- 1) забезпечення безпеки виробничих процесів, обладнання, будівель і споруд;
- 2) забезпечення працівників засобами індивідуального та колективного захисту;
- 3) професійної підготовки і підвищення кваліфікації працівників з питань охорони його праці, пропаганди безпечних методів роботи;
- 4) вибір оптимальних режимів роботи і відпочинку працівників;
- 5) професійного добору виконавців для визначених видів робіт.

Основним нормативним документом що регламентує правила техніки безпеки при проведенні ТО та ремонту гідросистеми ЛА і ЛА загалом є державний нормативно-правовий акт про охорону праці *ДНАОП 5.1.30-1.06-98 “Правила безпеки праці при технічному обслуговуванні та поточному ремонті авіаційної техніки”* [23]. Даний нормативний документ встановлює правила, що поширюються на всі підприємства авіаційної галузі і котрі є

обов'язковими до виконання усіма робітниками даних установ, що займаються ТО ЛА.

5.2. Перелік небезпечних і шкідливих виробничих чинників при технічній експлуатації Ан-70

При виконанні технічного обслуговування АіРЕО літаків на працюючих можуть впливати наступні небезпечні і шкідливі виробничі чинники:

— рухомі самохідні і переміщувані вручну машини, механізми та пристосування для провадження робіт - аеродромні електричні джерела живлення обладнання літаків і запуску двигунів, аеродромні киснево-зарядні станції (АКЗС), комплекти контрольно-перевірочної апаратури для перевірки працездатності АіРЕО, а також їх рухомі незахищені частини;

— рухомі незахищені елементи літаків: стулки відсіків шасі, двері і люки, закрилки, стернові поверхні, передкрилки, спойлери, гальмові щитки, повітряні гвинти;

— рухомі штанги і кронштейни для переміщення електричних проводів і штепсельних роз'ємів аеродромного живлення (ШРАЖ) стаціонарного аеродромного джерела живлення для запуску авіадвигунів;

— рухомі незахищені елементи АіРЕО: важелі, тяги і вали, що обертаються, електромеханізми, що застосовуються в системі управління літаком і роботою авіадвигунів, крильчатки, що обертаються, вентилятори обдува АіРЕО, антени, що сканують, радіолокаційні станції (РЛС);

— рухомі частини планера, що утримуються фіксуючими опорними штангами і спеціальними замками: діелектричні обтікачі антен РЛС, доплерівських вимірювачів, радіовисотомірів і радіокомпасів, кришки люків технічних відсіків і місць установки електромеханізмів, електродвигунів, пожежних балонів;

— рухомі і відкидні кришки та панелі розподільних пристроїв, розподільних коробок і іншого обладнання АіРЕО, а також рухомі панелі автоматів захисту мережі (АЕЗ) і приборні дошки;

— виступаючі елементи АіРЕО літаків: антени, датчики, приймачі повітряного тиску температури зовнішнього повітря;

—уламки, що розлітаються при руйнуванні судин і приладів, працюючих під тиском стислих газів і рідин; балонів зі стисненим повітрям і киснем, манометрів, стаціонарних та ручних вогнегасників;

— ударна хвиля при вибуху піротехнічних пристроїв, кисневих балонів і судин, що працюють під тиском, а також при вибуху в гермокабіні при її насиченні киснем;

— падаючі вироби, інструменти і матеріали при роботах на висоті під час технічного обслуговування високо розташованих агрегатів та обладнання АіРЕО, в тому числі із застосуванням механізованих підйомників;

— гострі кромки обладнання і кінці контрольного дроту при демонтажі агрегатів АіРЕО;

— хімічні речовини — токсичні, дратуючі, сенсibiliзуючі, канцерогенні, мутагенні, що містяться в обладнанні або застосовуються при технічному обслуговуванні АіРЕО: спирт, каніфоль, клеї, лаки, фарби, розчинники, ядохімікати при очищенні і мийці планера та АіРЕО після авіахімічних робіт (АХР), і які надходять в організм через органи дихання, шлунково-кишковий тракт, шкіряні покрови та слизові оболонки;

— підвищена температура поверхні обладнання: електроінструмента, електромеханізмів та електромашин;

— знижена температура повітря і поверхонь обладнання при виконанні технічного обслуговування АіРЕО в умовах від'ємних температур;

— підвищений рівень вібрації, ультра- і інфразвуку при роботі силових установок літака та агрегатів АіРЕО; а також рухомі панелі автоматів захисту мережі (АЕЗ) і приладні дошки;

— підвищене значення напруги постійного і змінного струму електричних мереж АіРЕО, замикання яких може статися через тіло людини; електрична дуга при короткому замиканні;

- підвищений рівень електромагнітних випромінювань при технічному обслуговуванні і перевірці працездатності радіоустаткування літаків;
- підвищений рівень іонізуючого випромінювання в робочій зоні при обслуговуванні приладного обладнання літаків;
- відсутність або нестача природного і штучного освітлення при виконанні робіт в технічних та багажних відсіках, в підпольному просторі літака і в гондолах шасі;
- патогенні мікроорганізми (бактерії, віруси, тощо) і продукти їх життєдіяльності на джгутах електропроводки в розподільних пристроях, в кисневих та протидимних масках;
- фізичні перевантаження при технічному обслуговуванні АіРЕО на високо розташованих частинах літака і у важкодоступних місцях технічних відсіків, при зйомці, установці та транспортуванні вручну агрегатів і блоків АіРЕО.

5.3. Інженерно - організаційні рішення по запобіганню можливого впливу небезпечних і шкідливих виробничих факторів на працюючого

Для запобігання можливого впливу перерахованих шкідливих і небезпечних виробничих факторів на працюючий персонал у дипломному проекті передбачено:

а) Суворе дотримання правил і техніки безпеки при експлуатації, технічному обслуговуванні та ремонті системи керування аутригерами. Передбачено систему блокування мимовільного спрацьовування системи на прибирання - випуск, а також світлова сигналізація (загоряється світлове табло «Прекр. погрузки» якщо кут нахилу опори в поздовжньому напрямку стає більшим ніж 4°).

б) У системі керування аутригерами для запобігання вибуху ємностей, що працюють під тиском, штокових порожнин опор допоміжних (передбачена установка в системі запобіжних клапанів, що спрацьовують при досягненні критичного значення тиску (260 кг/см^2) у штокових порожнинах опор

висувних. У системі встановлений редуктор, який знижує тиск, що надходить від гідросистеми літака до 150 кг/см²).

в) Випробування системи керування аутригерами на міцність і герметичність повинне виконуватися в повній відповідності з діючими нормами й правилами випробувань ємностей, що працюють під тиском. Випробування передбачено робити на спеціальних стендах, у спеціально обладнаних приміщеннях. Щоб запобігти впливу шуму на працюючий персонал, що виникає в процесі випробувань системи, рекомендується виконувати випробування системи в цілому (або окремих її агрегатів) у спеціальних звукоізолюючих блоках.

г) Для запобігання перекидання літака на хвіст при завантаженні - вивантаженню важких вантажів і самохідної техніки, передбачено в системі керування аутригерами використання системи кінцевих мікрореле, що утворюють систему блокування мимовільного прибирання - випуску (укорочування - подовження) опор допоміжних під час завантаження. Прибрати опору можливо тільки після її укорочування. Керування аутригерами здійснюється з пульта керування за допомогою трипозиційних перемикачів натискного типу, що фіксуються в проміжному (нейтральному) положенні, що запобігає мимовільному спрацюванню системи.

д) Щоб уникнути можливого впливу на робочий персонал токсичних і шкідливих речовин при експлуатації, технічному обслуговуванні й ремонті системи керування аутригерами передбачені наступні міри:

- заміна шкідливих речовин, використовуваних у виробничих процесах, найменш шкідливими (використання як робочої рідини АМГ-10, замість більше токсичних НГЖ-4, Skidrow);

- застосування персоналом засобів індивідуального захисту;

- спеціальна підготовка й інструктаж робочого персоналу;

- застосування прогресивних технологій виробництва (замкнутий цикл, дистанційне керування й контроль);

– проведення попередніх і періодичних медичних оглядів осіб, що мають контакт зі шкідливими речовинами.

е) При експлуатації, технічному обслуговуванні й ремонті гідравлічної частини системи керування аутригерами передбачене суворе дотримання правил техніки безпеки й технології виконання робочих процесів. В системі передбачена установка запобіжного клапана, що спрацьовує при критичному значенні тиску в порожнині циліндра (260 кг/см^2), що запобігає руйнуванню циліндра від надлишкового тиску.

5.4. Розрахунок заземлення Ан-70 на стоянці при технічному обслуговуванні або заправці

У разі накопичення статичної електрики на поверхні літака або заправного засобу можливе виникнення пожежі, що може привести до пошкодження літака або заправного засобу, а також до поразки електричним струмом персоналу і виходу з ладу устаткування. Для запобігання цьому обов'язковою вимогою до процесу заправки є наявність заземлення.

У цьому розділі приведений розрахунок заземлення, виконаного у вигляді сталевих стрижнів (труб) діаметром $d=38\text{...}50 \text{ мм}$ і довжиною $l=2\text{...}3 \text{ м}$ або сталевих куточків $50 \times 50 \times 5 \text{ мм}$, які забиваються в землю на глибину $0,5\text{--}0,8 \text{ м}$ від верху стрижня або куточка до поверхні землі.

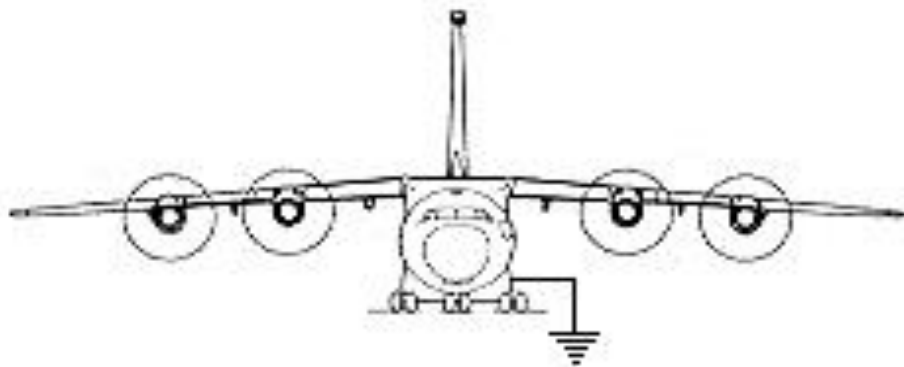


Рисунок 5.37 – Схема заземлення літака

Опір одиночного стрижня (труби) заземлення (у Омах)

$$R_{cm} = \frac{\rho}{2 \cdot \pi \cdot l} \left(\ln \frac{2l}{d} + \frac{1}{2} \ln \frac{4H+l}{4H-l} \right);$$

де: ρ - питомий опір ґрунту, Ом·м

$$\rho = \rho_{зм} \cdot k_c;$$

k_c – коефіцієнт сезонності;

l – довжина стрижня, м;

d – діаметр стрижня (сурми);

H – відстань від поверхні землі до половини довжини стрижня, м:

$H = H_0 + 0,5l$; H_0 – глибина, на яку забивають стрижень в землю.

Для сталевих смуг перетином не менше 100 мм і завтовшки 4 мм, які кладуть в землю паралельно поверхні на глибину 0,5...0,8 м опір (у Омах) розтікання струму від смуги визначають по формулі:

$$R_{пол} = \frac{\rho}{2\pi l_1} \cdot \ln \frac{2 \cdot l_1^2}{b_1 \cdot H_0};$$

де: l_1 – довжина смуги, м;

$$l_1 = na;$$

n – кількість стрижнів;

a – відстань між стрижнями.

Якщо опір одного заземлювача більше нормованого значення, то заземлення виконують з декількох заземлювачів. Вони з'єднуються між собою і розміщуються один від одного на відстані, рівній довжині стрижня.

Число заземлювачів визначають по формулі:

$$n = \frac{R_{cm}}{r_n \cdot \eta_{cm}},$$

де r_n – нормований опір заземлюючого пристрою, Ом;

η_{cm} – коефіцієнт використання одного заземлювача.

Опір прямокутного контурного заземлюючого пристрою із стрижневих заземлювачів з з'єднувальними смугами рівний:

$$r_{кз} = \frac{R_{ст} \cdot R_{пол}}{R_{ст} \cdot \eta_{пол} + nR_{пол} \cdot \eta_{ст}}$$

де n – число заземлювачів.

За початковими даними з **табл. 5.5** розраховуємо опір контурного заземлюючого пристрою.

Таблиця 5.5

Початкові дані

Питомий опір ґрунту, $\rho_{зм}, \text{Ом}\cdot\text{м}$	Коефіцієнт збільшення питомого опору, K_c	Що заземляють сталеві труби			Сталева смуга (ширина), м	Коефіцієнт використання одного заземлення		Норма опору контура заземлення $r_{кз}, \text{Ом}$
		Довжина, $l, \text{м}$	Діаметр, d, м	Глибина залягання, $H, \text{м}$		$\eta_{ст}$	$\eta_{пол}$	
300	1,5	2,5	0,05	2,0	0,04	0,75	0,65	100

Якщо $n = 2$, то $l_1 = a = 1$,

$n > 2$, то $l_1 = n \cdot a = n \cdot l$.

$$\rho = 300 \cdot 1,5 = 450 \text{ Ом}\cdot\text{м}$$

$$R_{ст} = \frac{450}{2 \cdot 3,14 \cdot 2,5} \cdot \left(\ln \frac{2 \cdot 2,5}{0,05} + \frac{1}{2} \ln \frac{4 \cdot 2 + 2,5}{4 \cdot 2 - 2,5} \right) = 141,26 \text{ Ом}$$

$$H_0 = 2 - 0,5 \cdot 2,5 = 0,75 \text{ м}$$

$$n = 141,26 / 100 \cdot 0,75 = 1,88; \text{ приймаємо } n = 2$$

$$l_1 = a (n \cdot a) = 2 \cdot 2,5 = 5,0 \text{ м}$$

$$R_{пол} = \frac{450}{2 \cdot 3,14 \cdot 5,0} \cdot \ln \frac{2 \cdot 5^2}{0,04 \cdot 0,75} = 106,31 \text{ Ом}$$

Опір прямокутного заземлюючого пристрою:

$$r_{кз} = \frac{141,26 \cdot 106,31}{141,26 \cdot 0,65 + 2 \cdot 106,31 \cdot 0,75} = 59,76 \text{ Ом}$$

Висновок

При розрахунку заземлення визначили, що опір одиночного стрижня заземлювача $R_{ст} = 141,26$ Ом, сталеві смуги $R_{пол} = 106,31$ Ом. Отримані значення більше нормованого значення $r_n = 100$ Ом. Тому в нашому випадку необхідно виконати заземлення з двох стрижнів, сполучених між собою сталевією смугою і розташованих один за іншим на відстані, рівній довжині стрижня. При цьому опір прямокутного контура виходить $r_{кз} = 59,76$ Ом, що менше нормованого значення. Аналізуючи конструктивні особливості, передбачені при проектуванні системи, властивості робочої рідини, можна зробити висновок про те, що спроектована система є безпечною в пожежному відношенні.

ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ

1. Дана диплома робота максимально виконана відповідно до поставленого завдання.
2. Виявлено та проаналізовано основні напрямки у розвитку систем аутригерів (висувних опор) для категорії транспортних літаків зі злітною масою 123-132 тонн.
3. Розроблена структурна схема автоматизованого керування системою прибирання-випуску та подовження стійок аутригерів, яка забезпечує запобігання перекиданню літака, при здійсненні завантажувально-розвантажувальних робіт щодо вантажів / самохідної техніки, заміні гальмівних коліс основних опор шасі, шляхом підйому і надійної фіксації заднього порогу вантажної кабіни літака Ан-70.
4. Запропоновано зменшення маси телескопічної стійки аутригера шляхом застосування більш легкого матеріалу (дуралюмінієвого сплаву В96) з додатковим зміцненням методом електроіскрового легування.
5. Розроблена комп'ютерна модель конструкції аутригера в автоматизованому комплексі INVENTOR.
6. У спеціальній частині виконано гідравлічний розрахунок запобіжного клапана системи аутригерів та змодельовані процеси течії гідравлічної рідини при різних висотах відкриття клапану за допомогою автоматизованого комплексу ANSYS, а також наведені рекомендації щодо зменшення турбулентних явищ під час протікання рідини в досліджуваному клапані.
7. Креслення елементів системи аутригерів виконані у програмі AUTOCAD, а конструктивну частину клапана – у програмі КОМПАС-3D.
8. У розділі “Охорона навколишнього середовища” розрахований екологічний збиток завданий природі, а в розділі “Охорона праці” проведений аналіз небезпечних та шкідливих виробничих факторів з розрахованим заземленням літака.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Методичні рекомендації до дипломного проектування / уклад.: Г.Й. Зайончковський, О.М. Голего, Т.І. Сивашенко. – К.: НАУ, 2015. – 32 с.
2. Методичні рекомендації і завдання до розрахунково-графічної роботи / уклад.: В.С. Бутько, Т.В. Тарасенко. – К.: Вид-во Нац. авіац. ун-ту, «НАУ-друк», 2009. – 28 с.
3. Конспект лекцій від КиАТ з дисципліни “Конструкція авіаційних ЛА”.
4. Конспекти лекцій від НАУ з дисциплін “Конструкція та міцність ЛА”. “Прикладна гідрогазодинаміка”.
5. Електронний ресурс: https://uk.wikipedia.org/wiki/Повітряний_транспорт
6. Краткое описание типовой конструкции среднего транспортного самолёта Ан-70, Киев – 2001 г.
7. Електронний ресурс: <https://uk.wikipedia.org/wiki/Ан-70>
8. Г.И. Житомерский, «Конструкция самолётов», М.: «Машиностроение», 1991 г.
9. С.М. Егер, «Проектирование самолётов», М.: «Машиностроение», 1983 г., 615 стр.
10. А.А. Комаров, «Основы проектирования и расчёта гидравлических систем летательных аппаратов», Киев, КИИГА, 1969 г., 80 стр.
11. Е.И. Абрамов, В.Т. Маслов, «Элементы гидропровода», Киев, «Техника», 1977 г., 375 стр.
12. А.М. Матвеев, И.И. Зверев, «Проектирование гидравлических систем летательных аппаратов», М.: «Машиностроение», 1982 г., 295 стр.
13. А.М. Матвеев, «Расчёт и испытание гидравлических систем летательных аппаратов», М.: «Машиностроение», 1974 г., 178 стр.
14. В.А. Попковский, «Сопrotивление материалов», Могилев, «ГУ ВПО Белорусско-Российский университет», 2018 г. – 43 стр.
15. Електронний ресурс: http://www.splav-kharkov.com/mat_start.php
16. Ю.М. Терещенко, «Авіаційні матеріали та їх обробка»: Підручник – К.: Вища освіта, 2003. – 303 с.: іл.

17. В.М. Стадниченко, «Методика дослідження перехідних процесів в вузлах тертя гідромашин з застосуванням методу акустичної емісії»: автореферат – Харків: ХНД ПКІ П, 1997. – 17 с.
18. Електронний ресурс: https://uk.wikipedia.org/wiki/Закон_Бернуллі
19. Електронний ресурс: https://uk.wikipedia.org/wiki/Ефект_Коанда
20. Електронний ресурс: <https://www.easa.europa.eu/document-library>
21. АП-25 Нормы лётной годности самолётов транспортной категории, 1994 г.
22. Строительные нормы и правила. Аэродромы. СНиП 2.05.08-85, Государственный комитет СССР по делам строительства, Москва, 1985г.
23. Правила безопасности труда при техническом обслуживании и текущем ремонте авиационной техники: ДНАОП 5.1.30-1.06-98: утв. Гос. Комитетом Украины по надзору за охраной труда от 1998-08-30: введ. в действие с 1998-10-01. – К., 1998. – 76с.
24. Л.А. Бураченко, «Охрана труда в гражданской авиации», Москва, «Транспорт», 1993 г., 288 стр.

ДОДАТКИ

Додаток А

Комп'ютерна модель аутригера



Основні матеріали:

B96 + система Ti-Co – для телескопічної стійки

30ХГСА – для пружинного підкосу

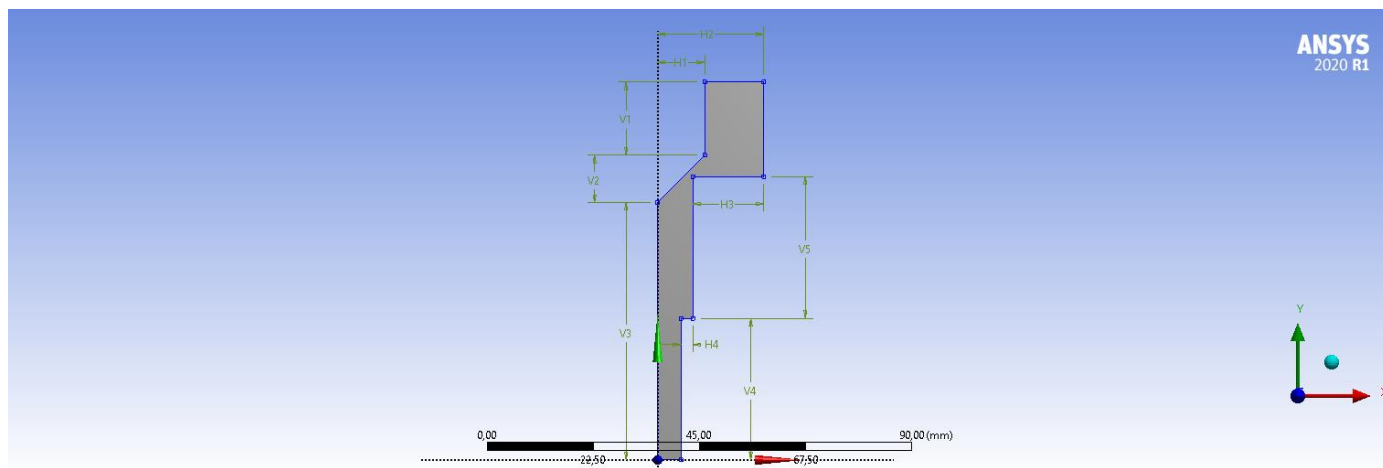
BT22 – для траверси та опорної п'яти

Додаток Б

Геометрії та сітки для клапана

Підняття клапана на 2 мм

Geometry / Геометрія



$$H1 = 10 \text{ mm}$$

$$H2 = 22,5 \text{ mm}$$

$$H3 = 15 \text{ mm}$$

$$H4 = 2,5 \text{ mm}$$

$$V1 = 15,5 \text{ mm}$$

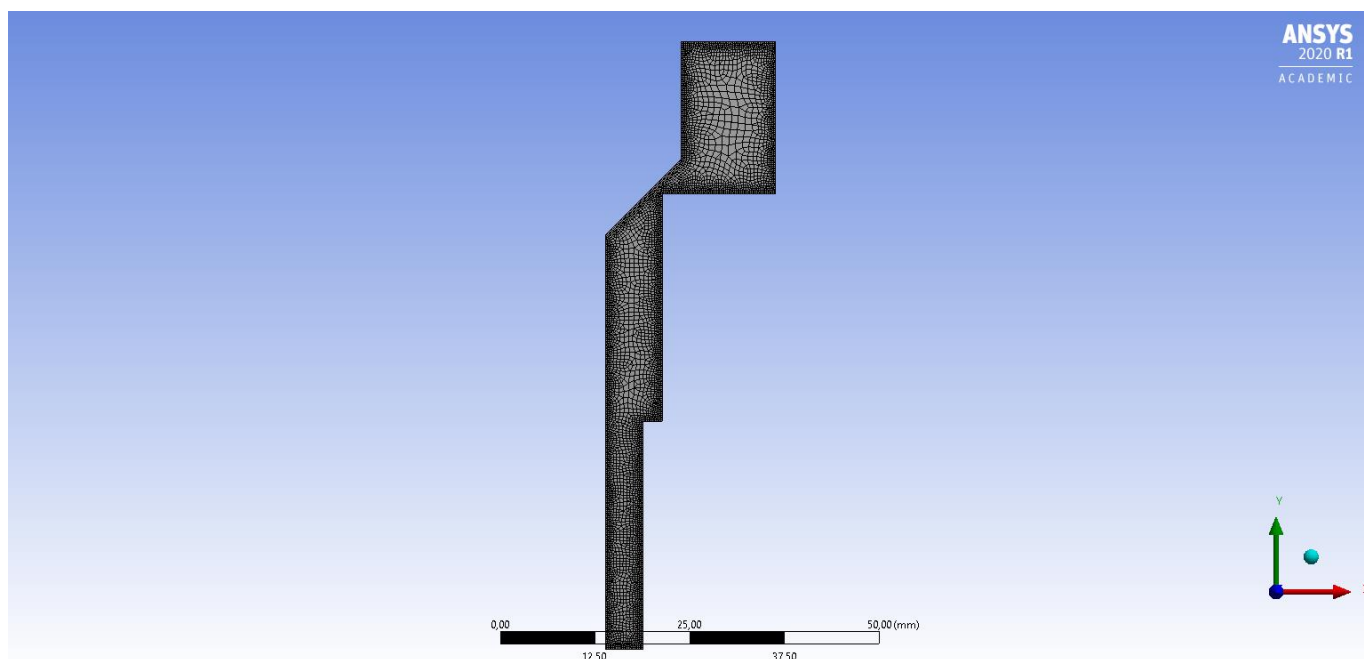
$$V2 = 10 \text{ mm}$$

$$V3 = 54,5 \text{ mm}$$

$$V4 = 30 \text{ mm}$$

$$V5 = 30 \text{ mm}$$

Mesh / Сітка



Розмір сітки:

- загальний 1,5 mm
- локальний 0,2 mm

Модель в'язкості: $k - \epsilon$

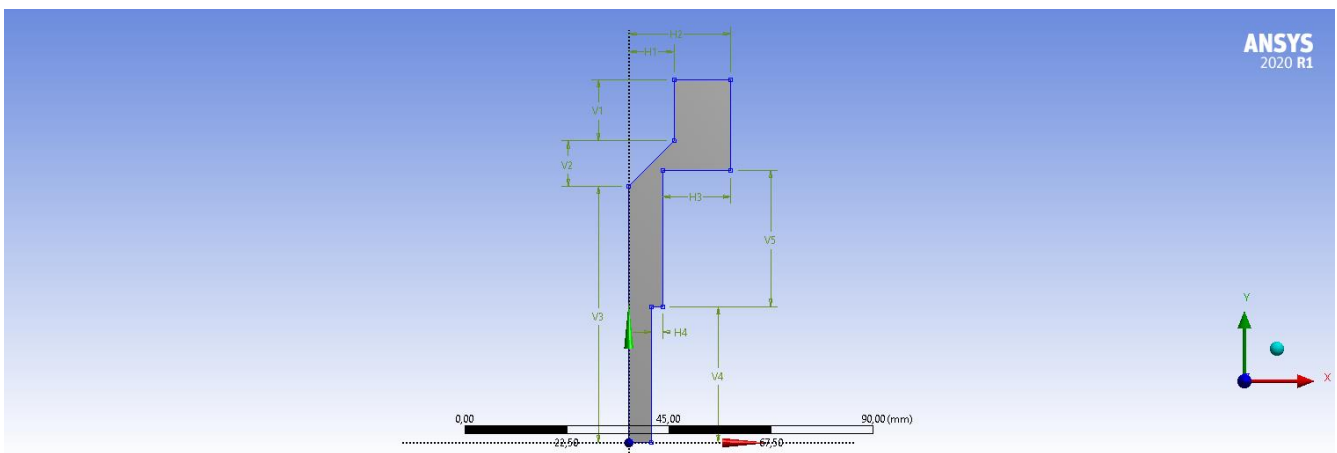
Тиск:

- на вході $p_n = 6,5$ МПа
- на виході $p_{зл.} = -1,192$ МПа

Температура рідини: $T = 293,15$ К ($t = 20$ °С)

Підняття клапана на 4 мм

Geometry / Геометрія



H1 = 10 mm

H2 = 22,5 mm

H3 = 15 mm

H4 = 2,5 mm

V1 = 13,5 mm

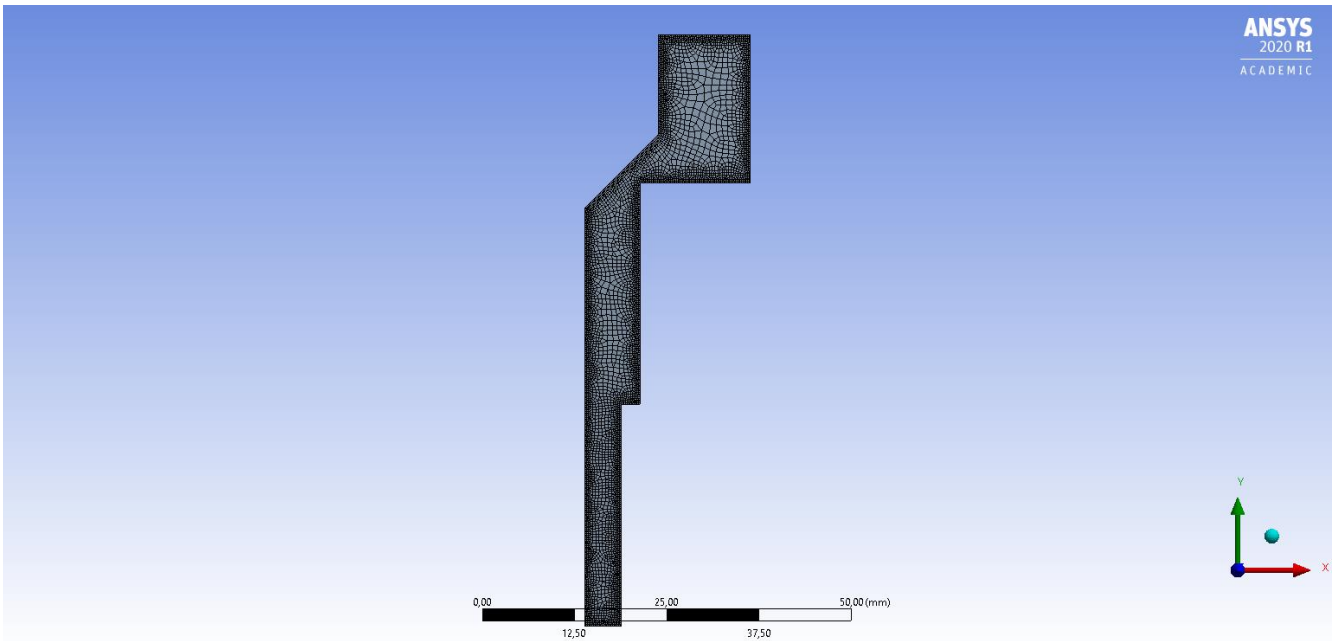
V2 = 10 mm

V3 = 56,5 mm

V4 = 30 mm

V5 = 30 mm

Mesh / Сітка



Розмір сітки:

- загальний 1,5 mm
- локальний 0,2 mm

Модель в'язкості: $k - \epsilon$

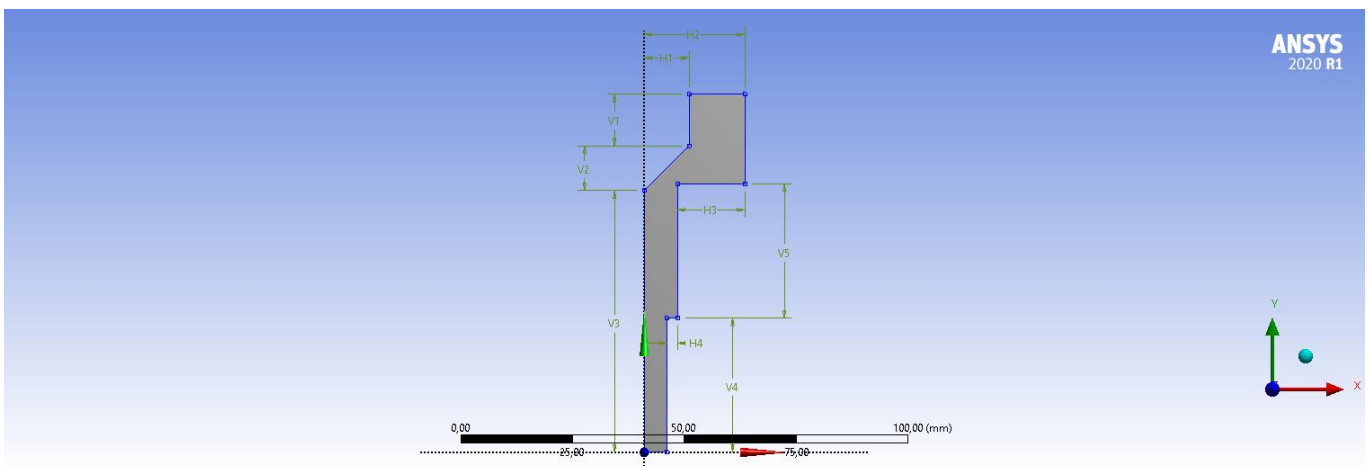
Тиск:

- на вході $p_n = 6,5$ МПа
- на виході $p_{зл.} = 4,577$ МПа

Температура рідини: $T = 293,15$ К ($t = 20$ °С)

Підняття клапана на 6 мм

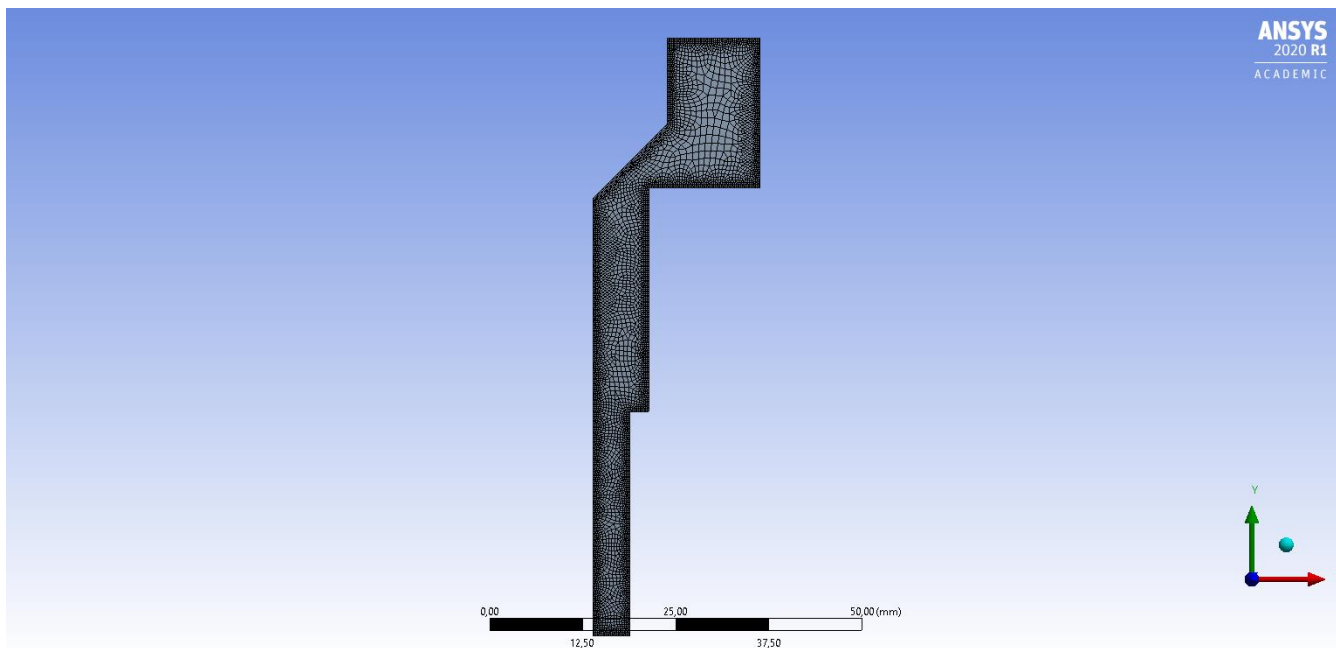
Geometry / Геометрія



H1 = 10 mm
H2 = 22,5 mm
H3 = 15 mm
H4 = 2,5 mm

V1 = 11,5 mm
V2 = 10 mm
V3 = 58,5 mm
V4 = 30 mm
V5 = 30 mm

Mesh / Сітка



Розмір сітки:

- загальний 1,5 mm
- локальний 0,2 mm

Модель в'язкості: $k - \epsilon$

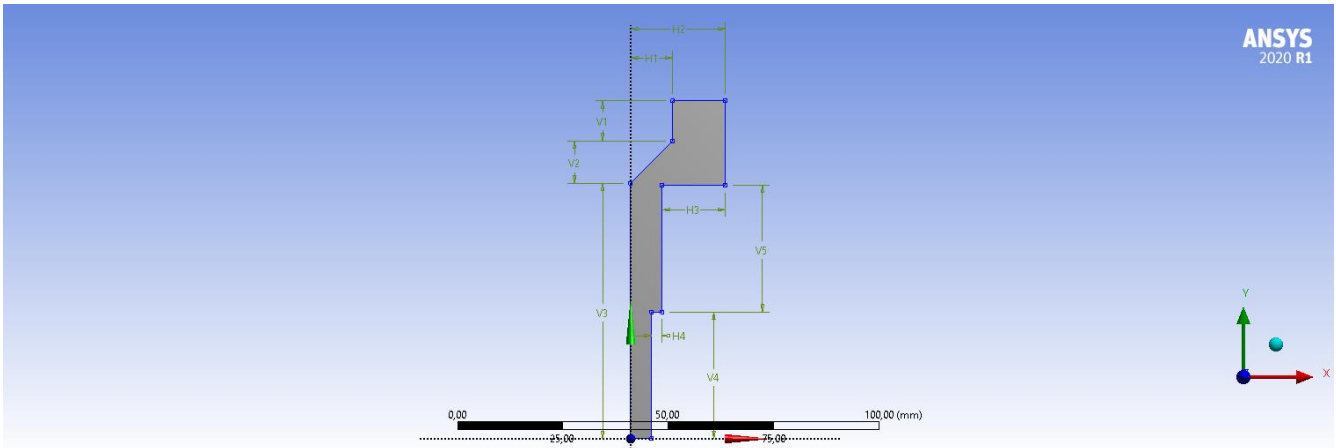
Тиск:

- на вході $p_H = 6,5$ МПа
- на виході $p_{\text{вл.}} = 5,165$ МПа

Температура рідини: $T = 293,15$ К ($t = 20$ °С)

Підняття клапана на 8 мм

Geometry / Геометрія



$$H1 = 10 \text{ mm}$$

$$H2 = 22,5 \text{ mm}$$

$$H3 = 15 \text{ mm}$$

$$H4 = 2,5 \text{ mm}$$

$$V1 = 9,5 \text{ mm}$$

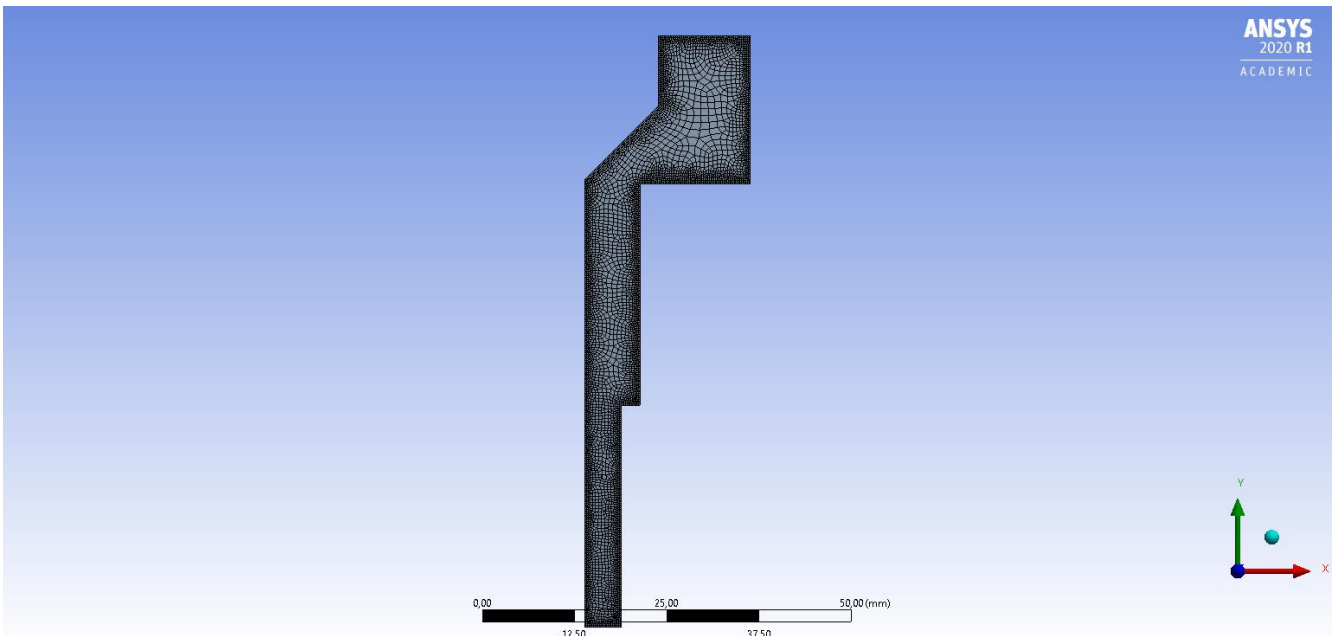
$$V2 = 10 \text{ mm}$$

$$V3 = 60,5 \text{ mm}$$

$$V4 = 30 \text{ mm}$$

$$V5 = 30 \text{ mm}$$

Mesh / Сітка



Розмір сітки:

- загальний 1,5 mm
- локальний 0,2 mm

Модель в'язкості: k – ϵ

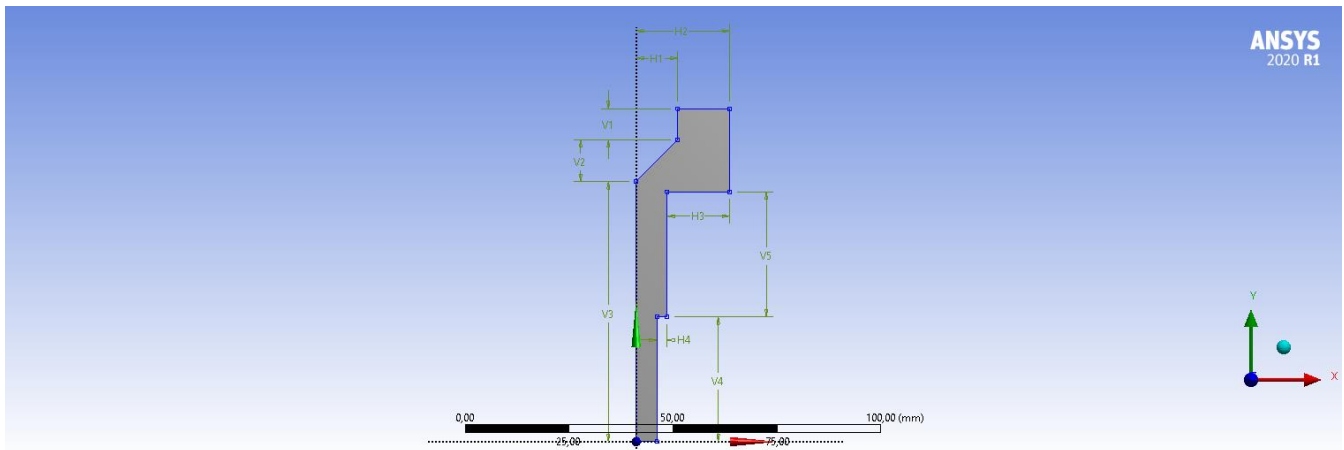
Тиск:

- на вході $p_n = 6,5$ МПа
- на виході $p_{зл.} = 5,605$ МПа

Температура рідини: $T = 293,15$ К ($t = 20$ °С)

Підняття клапана на 10 мм

Geometry / Геометрія



H1 = 10 mm

H2 = 22,5 mm

H3 = 15 mm

H4 = 2,5 mm

V1 = 7,5 mm

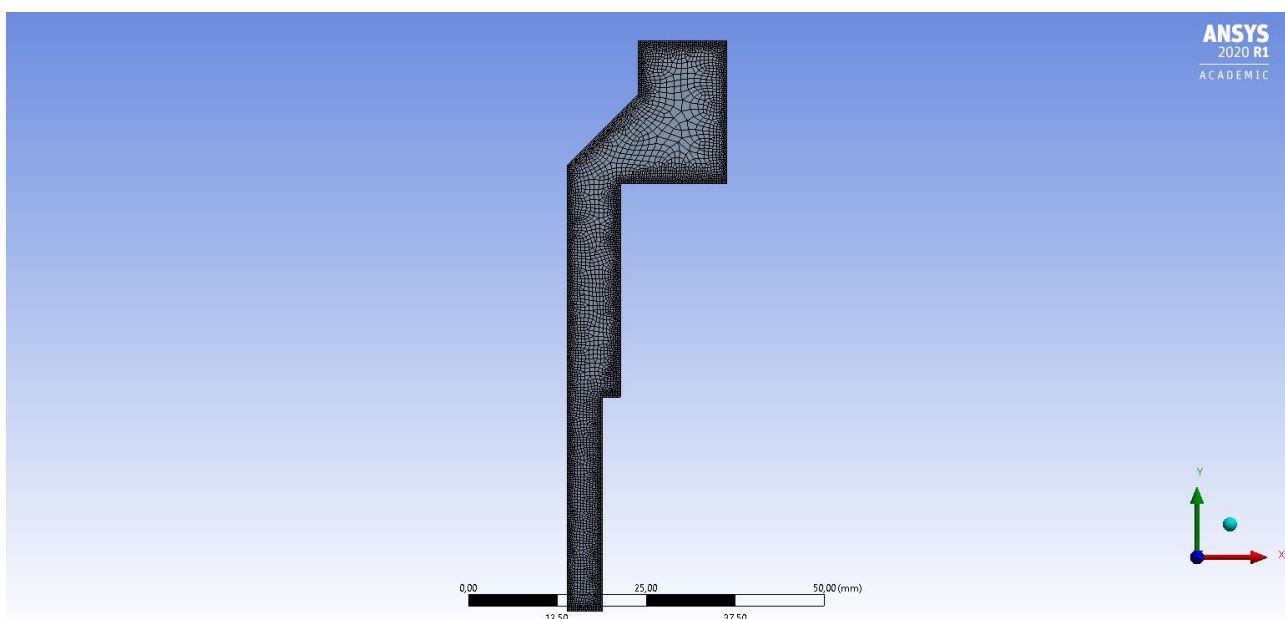
V2 = 10 mm

V3 = 62,5 mm

V4 = 30 mm

V5 = 30 mm

Mesh / Сітка



Розмір сітки:

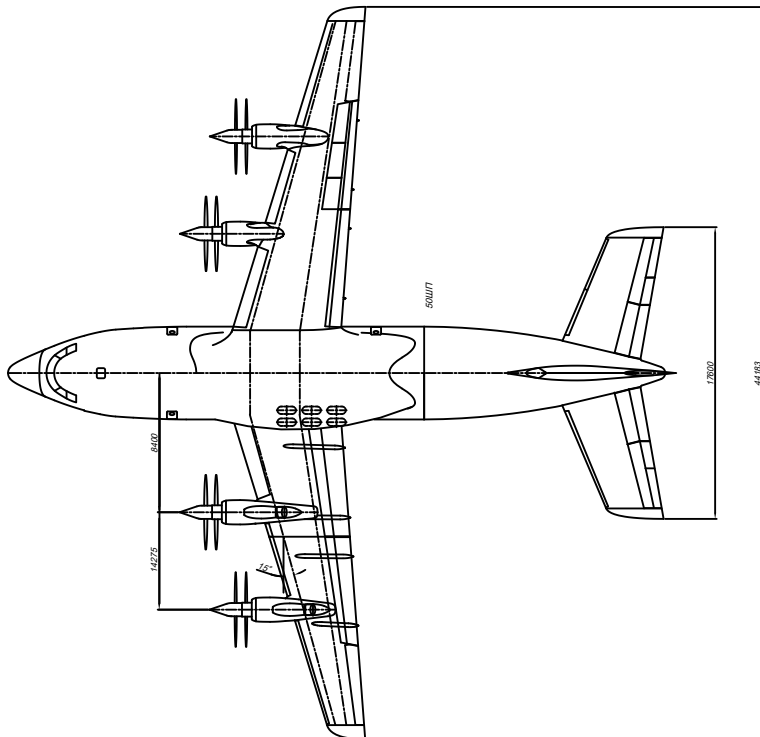
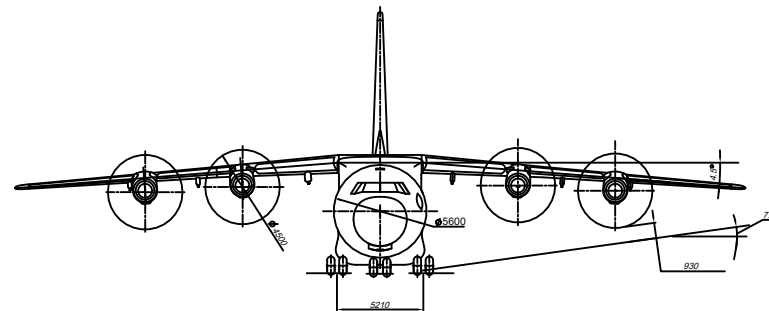
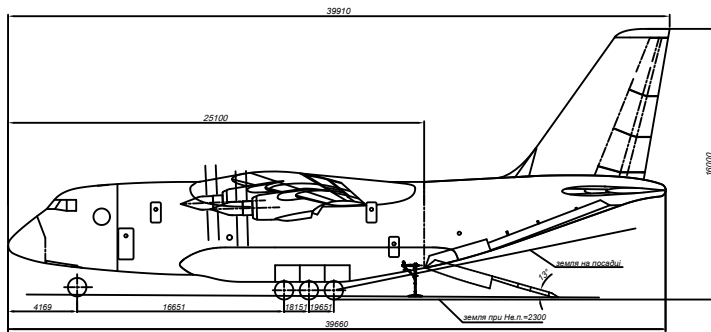
- загальний 1,5 mm
- локальний 0,2 mm

Модель в'язкості: $k - \epsilon$

Тиск:

- на вході $p_n = 6,5$ МПа
- на виході $p_{зл.} = 5,808$ МПа

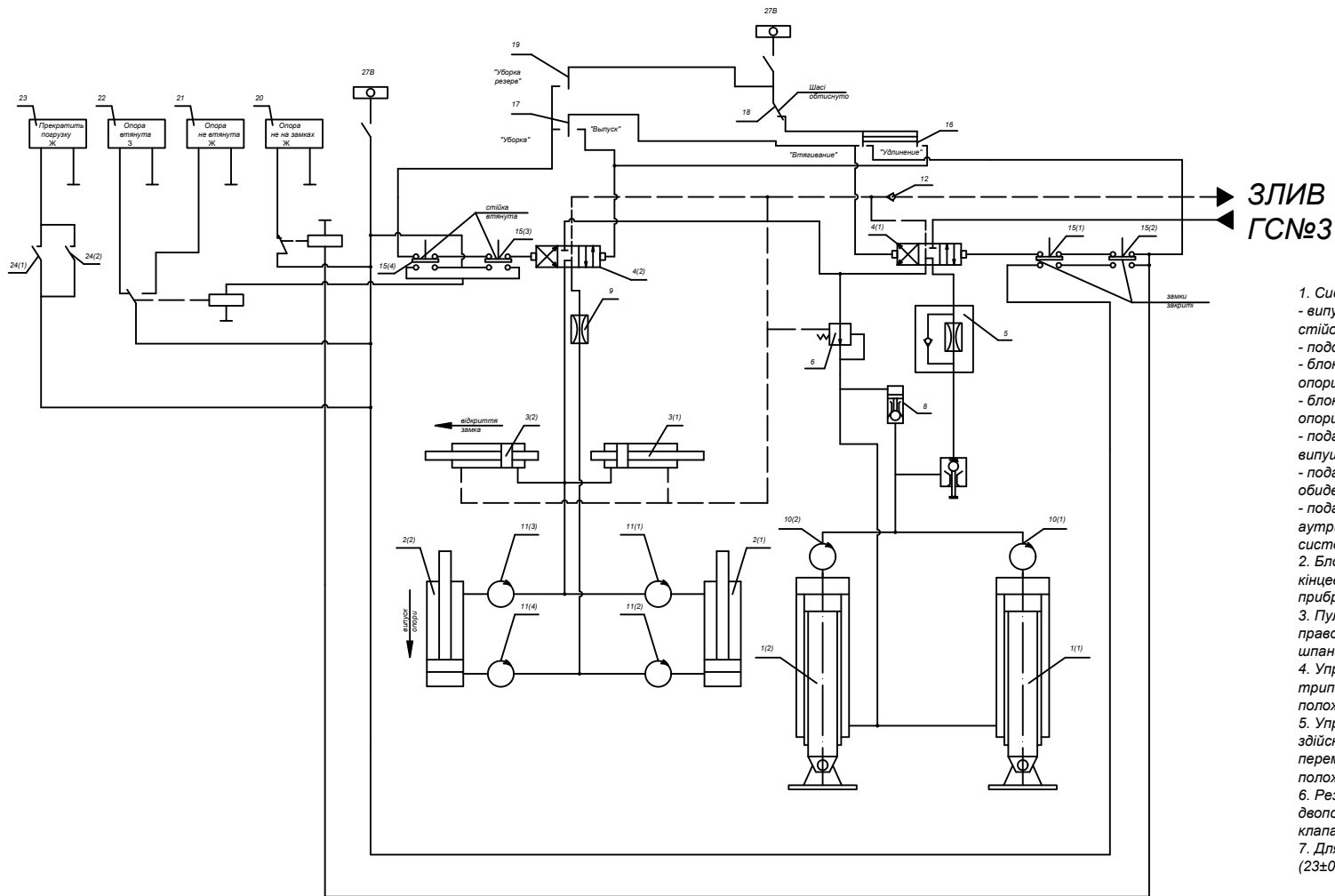
Температура рідини: $T = 293,15$ К ($t = 20$ °С)



Длина кабины	м	28,63
Ширина кабины	м	4,0
Ширина кабины по т/х	м	4,31
Объём кабины	м³	3,571
Высота кабины втулки	мм	250
Высота кабины по т/х	м	2,25
Высота кабины по т/х	м	1,623

№	Наименование	Единица измерения	Величина	Примечание
Состояние				
1	Нормальная полетная масса	кг	121 000	
2	Масса экипажа/пассажиры	кг	37 000	
3	Масса груза/топливо/запасные части	кг	35 000	
Средние эксплуатационные характеристики				
4	Длина разбега	м	44,18	
5	Длина взлета	м	202,6	
6	Длина посадки	м	39,91	
7	Высота посадки	м	16,0	
8	Высота взлета	м	4,21	
9	Высота взлета	м	14,0	
10	Длина разбега	м	4,5	
11	Длина взлета	м	9,6	
12	Длина посадки	м	3,6	
13	Скорость взлета на 15 м/сек	км/ч	15	
Длина полета/эксплуатационные характеристики				
14	Максимальная дальность полета	км/ч	600	
15	Максимальная скорость	км/ч	700-750	
16	Максимальная скорость	км/ч	9 000	
17	Максимальная дальность полета	км	3 800	
18	Максимальная дальность полета	км	8 800	
19	Максимальная дальность полета	км	1 800	
20	Максимальная дальность полета	км	1 800	
21	Максимальная дальность полета	км	1 550	
Система управления				
22	Количество двигателей	шт	4	Турбо Д-27
23	Средняя мощность	кВт	41 200	
24	Максимальная мощность	кВт	7	74-18

Кафедра ГТС		НАУ 20 07 07 000 000 ЗВ	
Исполнитель	Проверено	Дата	Масштаб
Завальский	Владимир	14.01.2011	1:1
Система управления		ЛВ-201М	

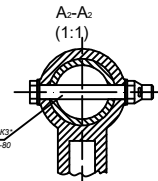
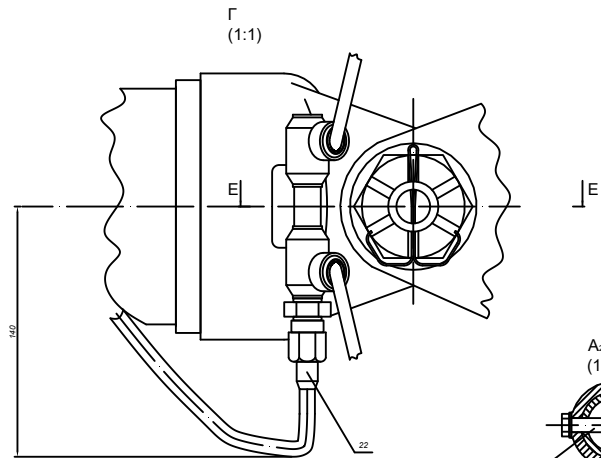
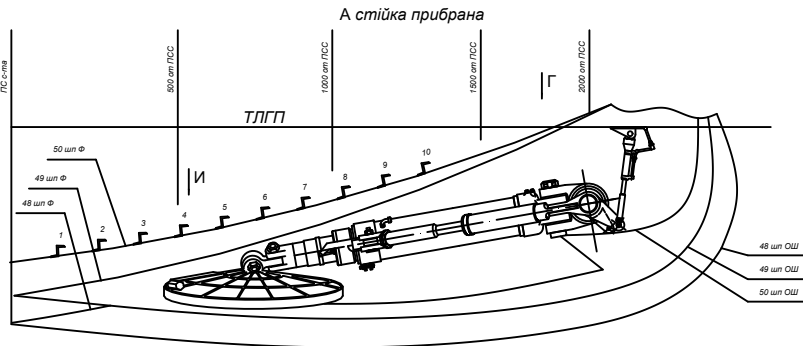
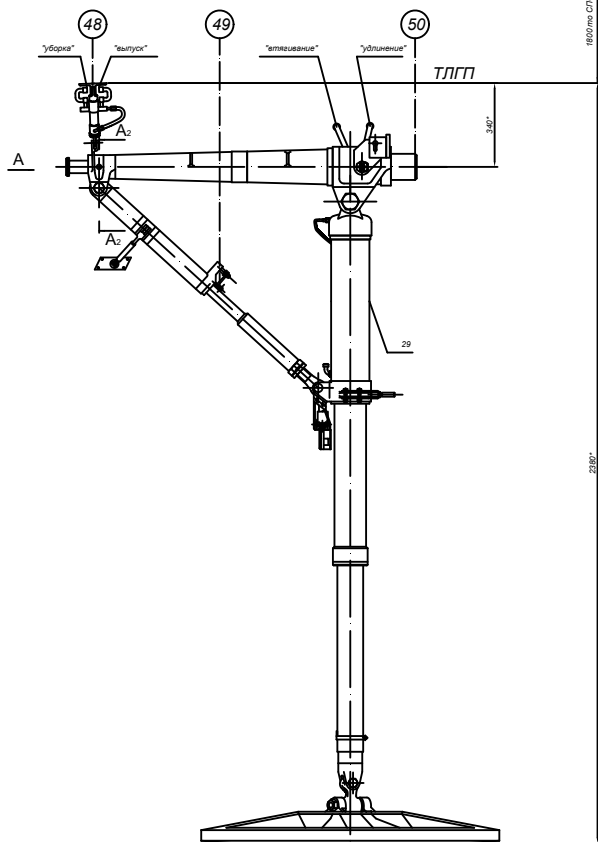


1. Система керування аутригерами забезпечує:
 - випуск та прибирання аутригерів з постановкою стійок на замки прибраного положення,
 - подовження на 895 мм кожної стійки,
 - блокування прибирання, якщо стійки висувної опори не втягнуті,
 - блокування подовження, якщо стійки висувної опори не випущені,
 - подачу сигналу на блокування системи РВГП при випущеному аутригері,
 - подачу сигналу на табло САС, якщо одна або обидві стійки аутригерів не на замку,
 - подачу інформації про положення стійок аутригерів на світлові табло пульта керування системою.
2. Блокування та подача сигналів здійснюється кінцевими вимикачами встановленими на замках прибраного положення та на стійці висувної опори.
3. Пульт керування системою розташований по правому борту, назовні, в обтічнику шасі, між шпангоутами 47 і 48.
4. Управління прибиранням-випуском здійснюється трипозиційним перемикачем, підпружиненим в положенні «Випуск».
5. Управління подовженням - втягуванням здійснюється двома спареними трипозиційними перемикачами. Перемикачі мають планку фіксації в положенні «Втягування».
6. Резервне «Прибирання» здійснюється двопозиційним перемикачем, закритим захисним клапаном в положенні «нейтрально».
7. Для подовження стійок на повний хід необхідно (23±0,5) л робочої рідини.

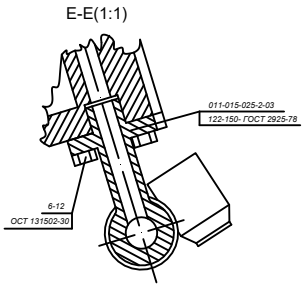
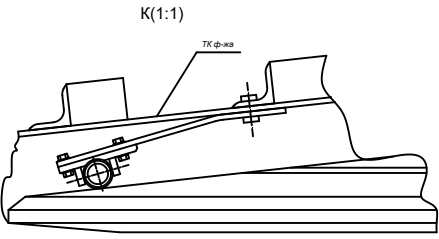
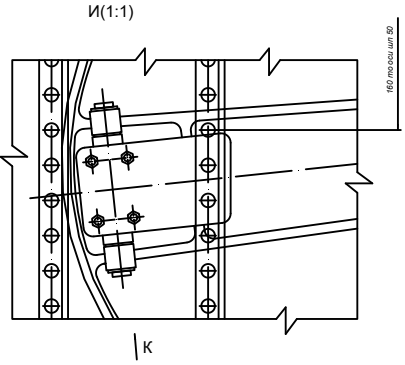
Кафедра ГГС				НАУ 20 07 07 000 001 СС			
Сим	Акс	№ догум	Гідрис	Датс	Літера	Маса	Машин
Виконана	Дізнано Д.О.				Д		
Коректура	Складено В.Ф.				Аркуш 2	Аркуш 3	
Н.контр	Складено Т.				Структурна схема		ЛВ-201М
Век.чир	Борис В.М.						







1.*Розміри і позначки для довідки.
2. Неказані граничні відхилення розмірів за ОСТ 1 00022-80.



Кафедра ГГС					НАУ 20 07 07 000 002 СК				
Шк.	Дис.	№ докум.	Гідус	Дат.	Літера	Маса	Міштук		
Виконав	Діаметр Д.С.				Д	83,98			
Коректор	Складено Д.В.				Аркуш 3		Аркуш 5		
Н.контр.	Складено Т.				Складальне креслення				
Вказ. нар.	Будин. В.М.				ЛВ-201М				





Форма	Позиці	№ з/п	Позначення	Найменування	Кількіс	Примітк
м					ть	а
				<u>Документація</u>		
A2 *4			НАУ 20 07 07 000 002 СК	<u>Складальне креслення</u>		
				<u>Складальні одиниці</u>		
A4	3	1		Кутник наворотний	2	
				<u>Стандартні вироби</u>		
	1	2		Шплінт 1.6*16.2.029	4	
				ГОСТ 397-79		
	2	3		Шплінт 2*20.2.029	2	
				ГОСТ 397-79		
	4	4		Болт (2)-8-124-КД	4	
				ОСТ 1 31198-80		
	5	5		Болт (2)-8-124-КД	2	
				ОСТ 1 31204-80		
	6	6		Гайка Б-КД	2	
				ОСТ 1 33047-80		
	7	7		Гайка (6)-16-КД	2	
				ОСТ 1 33033-80		
	8	8		Заглушка 8	2	
				ОСТ 1 12954-77		
	9	9		Шайба 1-6-12-КД	4	
				ОСТ 1 34505-80		
	10	1 0		Шайба 15-8-16-КД	2	
				ОСТ 1 34505-80		
	11	1 1		Заклепка	6	

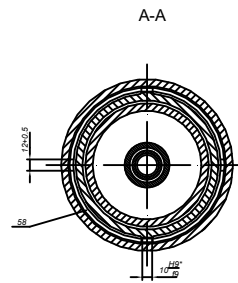
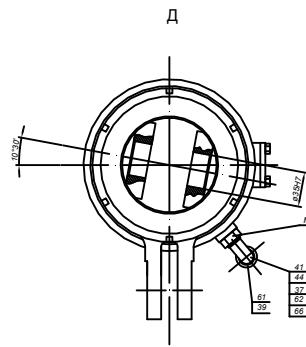
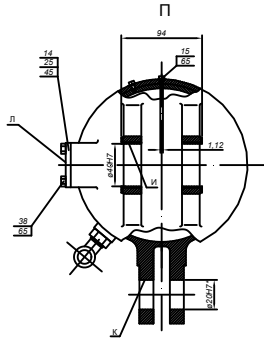
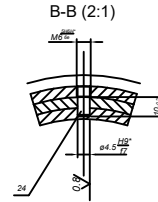
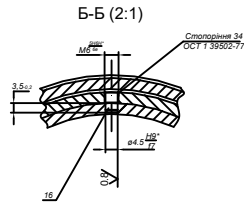
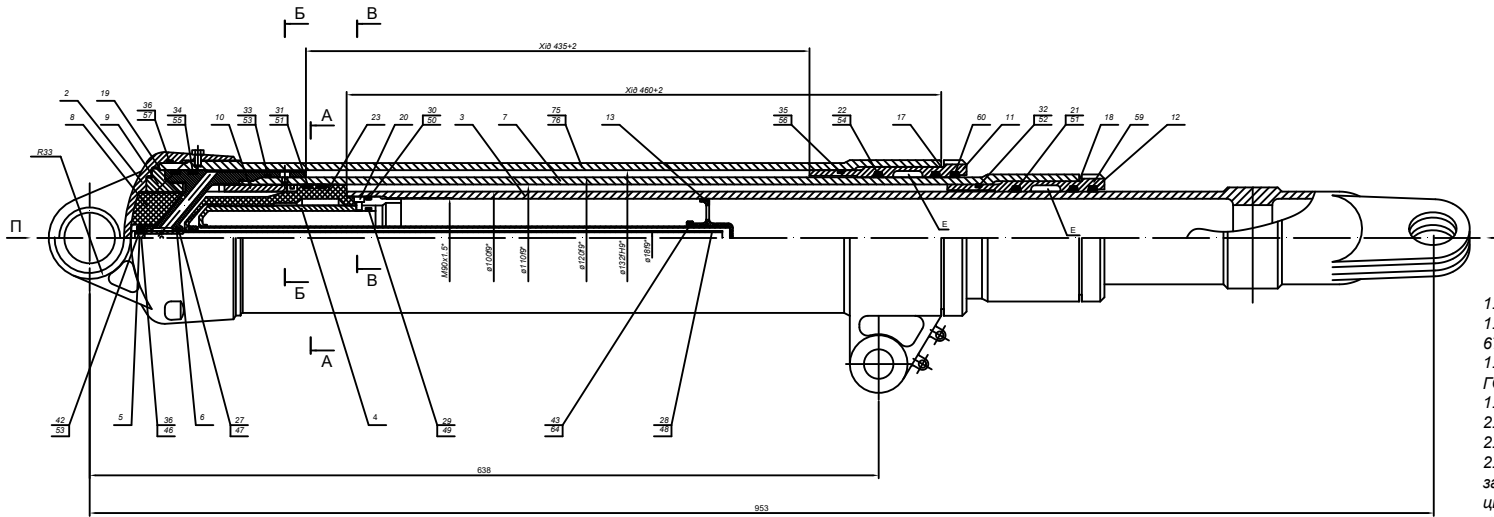
Кафедра ГГС					НАУ 20 07 07 000 002 СК				
Зм Н.	Арк .	№ докум.	Під п	Дат а	Аутригер специфікація	Літера		Арку ш	Аркуш ів
Виконав		Дяченко Д.О.				Д	1	3	
Керівник		Стадниченко В.М.							
Н-контр.		Сивашенко Т.І.				ЛВ-201М			
Зав. каф.		Бадах В.М.							

Форма	Позиція	№ з/п	Позначення	Найменування	Кількіст	Примітка
				5-14-АН.ОКС		
				ОСТ 34045-79		
				<u>Матеріали</u>		
	34	12		Проволока КС о.8	1м	
				ГОСТ 792-67		
				<u>Складальні одиниці</u>		
А 4	12	13		Трубопровід	1	
А 4	13	14		Встановлення узгоджуючого клапана б39600	1	
А 4	14	15		Упор	1	
А 4	16	16		Шарнір гідравлічний	1	
		17		Стійка аутригера	1	
А 4	18	18		Встановлення циліндра		
				прибирання-випуска		
				аутригера (опори висувної)	1	
А 4	20	19		Замок аутригера	1	
				<u>Деталі</u>		

A ₂	21	20			Кронштейн		1	
					<u>Складальні одиниці</u>			
A ₄	22	21			Трубопровід		1	
A ₄	23	22			Встановлення узгоджуючого клапана 639600		1	
A ₄	24	23			Упор		1	
A ₄	25	24			Пружина		1	
					НАУ 20 07 07 000 002 СК			
	Аркуш	ПІБ	Під п.	Да та				2

Форма	Позиція	№ з/п	Позначення	Найменування	Кількість	Примітка
A ₄	27	25		Тяга	1	
A ₄	28	26		Шарнір гідравлічний	1	
A ₄	29	27		Стійка опори висувної	1	
A ₄	31	28		Встановлення циліндра прибирання-випуску аутригера		
A ₄	33	29		Замок аутригера		
				<u>Деталі</u>		
A ₂	21	30		Кронштейн		
A ₃	36	31		Ложемент		
A ₄	26	32		Втулка		
				<u>Стандартні вироби</u>		

		33			Шплінт 1.6*16	2
					ГОСТ 397-79	
		34			Болт 6-20-КД	2
					ОСТ 1 31133-80	
		35			Гайка 6-КД	2
					ОСТ 1 33047-80	
44	36				Хомут стрічковий	2
					роз`ємний бо	
					ОСТ 1 3448-78	
46	37				Шайба 1-6-12-КД	2
					ОСТ 1 34507-80	
38	38				Болт 5-32-КД	1
					ОСТ 1 31133-80	
40	39				Гайка 5-КД	1
					ОСТ 1 33055-80	
					НАУ 20 07 07 000 002 СК	
	Аркуш	ПІБ	Під п.	Да та		



(0,2кгс/см2) на протязі 2-х годин. Герметичність за групою ОСТ 00128-74. Контроль герметичності за допомогою фільтровального аркуша. Тиск подавати в обидва штуцери.

3.2 Випробувати на герметичність тиском $P=2060\text{МПа}$ (210кгс/см2) протягом 10 хв при температурі $T=\pm 60\text{оС}$, витримати стійку при даній температурі на протязі 60 хв. Герметичність за 3.1. Випробування проводити на перших 2-х стійках, надалі по одній стійці з партії 10-х.

3.3 Обпресовувати тиском $P=((3850\pm 9849)\text{МПа}$ (395±105) кгс/см2) обидві порожнини стійки на протязі 3 хв. Тиск подавати в штуцер П, звільнивши циліндр поз 7 на хід 40±5мм, а шток поз 3 на 80±5мм до упору, а лише потім в штуцер М. Витік рідини не допускається.

3.4 Подаючи тиск (2078±100)МПа (210±10) кгс/см2, позмінно в штуцери Л та М виконати 10 подвійних ходів.

4. Консервація.

4.1 Консервація виконується мастилом АМГ-10 чистою не грубішою 7 класу за ГОСТ 1 7216-71.

4.2 Залити мастило в порожнини циліндра та штокові. Потім через штуцер М злити 30-50см3 мастила.

4.3 Штуцери загнути заглушками та опломбувати

5. Табувати та маркувати на бирці за ОПИ-63.

6. Маса стійки надана без урахування маси консервуючої рідини.

1. Технічні характеристики:
- 1.1 Робоча рідина - мастило АМГ - 10 ДСТУ 6794-95
 - 1.2 Чистота робочої рідини не грубіше 7 класу за ГОСТ 17216-71.
 - 1.3 Номінальний тиск рідини 20,6МПа (210кгс/см2).
2. Технічні вимоги:
- 2.1 Розміри для довідок.
 - 2.2 Непаралельність поверхонь І і К не більше 30' забезпечити відшліфуванням шайби поз. 19. При цьому момент затягування голівки поз. 2 повинен бути не менше 10 кгс*м.
 - 2.3 Кут 100±30' забезпечити відшліфуванням шайби поз. 20. При цьому момент затягування поршня поз. 3 повинен бути не менше 10 кгс*м.
 - 2.4 Порожнини Е заповнити мастилом ЭРА(ВНИИ НП - 286М).
 - 2.5 Рух штокові стійки, зібрані без ущільнюючих кільць, на восьми ході повинні бути плавним, без зайдань.
 - 2.6 Перед складанням деталі внутрішнього набору, що труться, а також додаткові кільця і місця їх встановлення змастити робочою рідиною.
 - 2.7 Перемищення ненавантаженого штока повинно бути при тиску:
 - на випуск - не більше 0,3МПа(3кгс/см2)
 - на прибирання - не більше 1МПа(10кгс/см2), при цьому встановлення на кулачки розгорнутого на кут 30-45о штока поз.3-3 -4,9МПа(50кгс/см2), не більше.
3. Випробування.
- 3.1 Випробувати на герметичність тиском $P=2060\text{МПа}$ (210кгс/см2) протягом 10 хв при температурі навколишнього середовища $T=(+20\pm 10\text{оС})$ і тиском 1,95МПа

Кафедра ГГС				НАУ 20 07 07 000 003 СК			
Дим	Акс	№ докум	Гідніс	Дат	Літера	Маса	Машино
Вислов	Діаметр	Д.О.			Д	26,107	
Корекція	Специфікація	Д.В.			Аркуш	4	Аркуш
							5
М.контр.	Завдання	Т.			Складальне креслення		ЛВ-201М
Век. нар.	Будин	В.М.					





Формат	Позиція	№ з/п	Позначення	Найменування	Кількість	Примітка
				<u>Документація</u>		
A2 *4			НАУ 20 07 07 000 003 СК	<u>Складальне креслення</u>		
				<u>Складальні одиниці</u>		
A4	2	1		Головка втулки	1	
A1	3	2		Шток	1	
A4	4	3		Поршень		
A4	5	4		Труба	1	
				<u>Деталі</u>		
A1	6	5		Поршень	1	
A3	7	6		Циліндр	1	
A3	8	7		Поплавок	1	
A4	9	8		Кулачок	1	
A2	10	9		Кулачок	1	
A3	11	10		Букса	1	
A3	12	11		Букса	1	
A4	13	12		Кришка	1	
A4	14	13		Кришка	1	
A4	15	14		Гвинт	2	
A4	16	15		Гвинт	1	
A3	17	16		Шайба	1	
A3	18	17		Шайба	1	
A3	19	18		Шайба	2	
A3	20	19		Шайба		

Кафедра ГГС

НАУ 20 07 07 000 003 СК

Змн.	Арк.	№ докум.	Підп.	Дата	Літера	Аркуш	Аркушів
Виконав		Дяченко Д.О.					
Керівник		Стадниченко В.М.			ЛВ-201М		
Н-контр.		Сивашенко Т.І.					
Зав. каф.		Бадах В.М.					

Стійка телескопічна
специфікація

ЛВ-201М

I режим

Клапан закритий

Клапан відкритий на $h_1=2$ мм

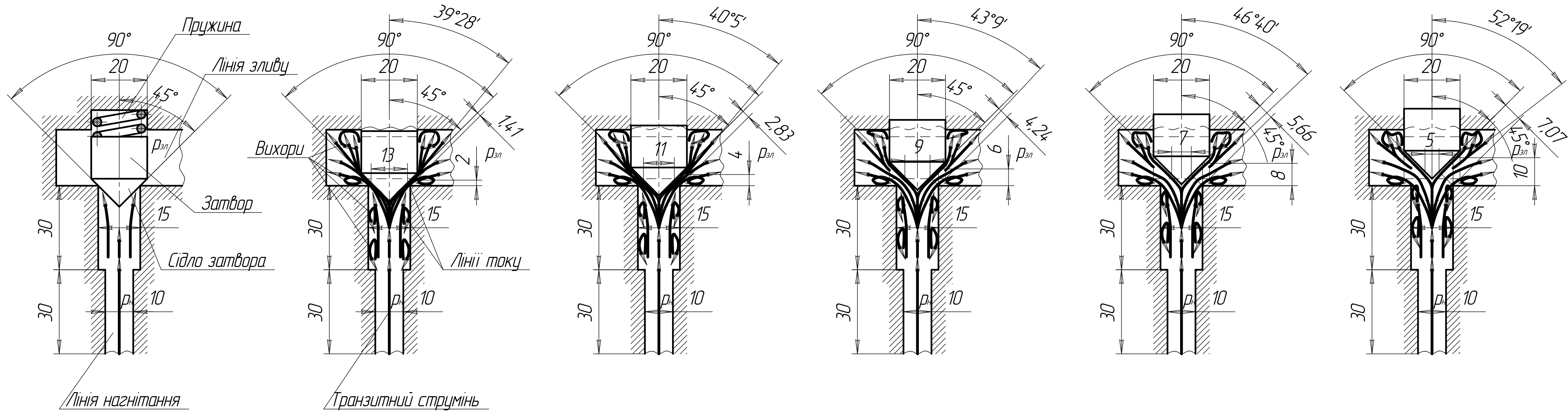
Клапан відкритий на $h_2=4$ мм

II режим

Клапан відкритий на $h_3=6$ мм

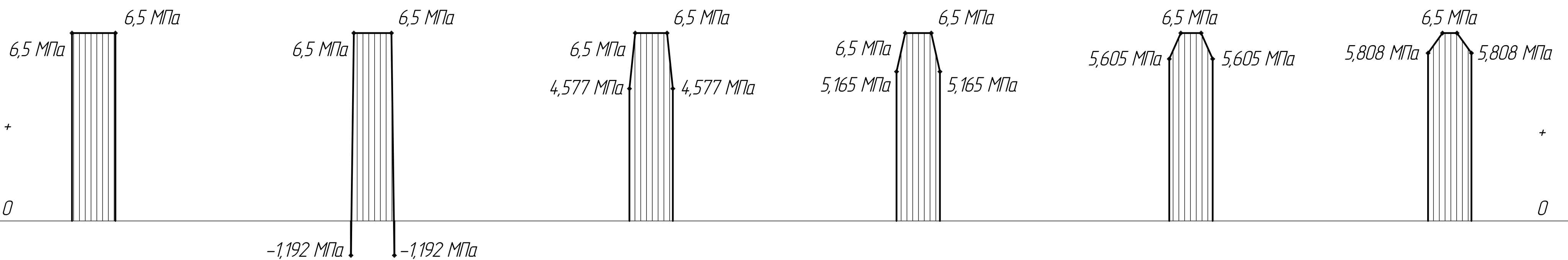
Клапан відкритий на $h_4=8$ мм

Клапан відкритий на $h_5=10$ мм



Етюра тисків у підвідному каналі

Етюри тисків у дросельній щілині



НАУ 20 07 07 000 004 СЧ				Лист	Масштаб
Взм. Лист	№ докум.	Подп.	Дата	Д	1:1
Разрад.	Дяченко Д.О.			Лист 5	Листов 51
Проб.	Степанченко В.М.			ЛВ-201М	
Т.контр.				Спеціальна частина	
Н.контр.	Сивашенко Т.І.			Копіював	
Чтв.	Бадах В.М.			Формат А2	

КОМПАС-3D LT (c) 1989-2010 ЗАО АСКОН, Россия. Все права защищены. Подп. и дата
 Имя и фамилия автора Подп. и дата
 Номер документа Подп. и дата