

Приложение к заявке ПАО «ОДК-УМПО»

На участие в конкурсе «Авиастроитель года» по итогам 2021 года в номинации
«За успехи в разработке авиационной техники и компонентов (ОКБ года)»

Наименование разработки:

«Разработка перспективного выходного устройства неосесимметричной формы. Расчетно-экспериментальное исследование структуры течения в модели выходного устройства, изготовленной с применением аддитивных технологий»

Применение плоских выходных устройств, взамен осесимметричных, обладает рядом преимуществ: повышение маневренности и устойчивости летательного аппарата, уменьшение его аэродинамического сопротивления; снижение уровня демаскирующих признаков; улучшение взлетно-посадочных характеристик [1]. Известно, что одна из основных проблем создания плоских выходных устройств это обеспечение высокого уровня показателей газодинамической эффективности их работы. В связи с этим, актуальны исследования структуры течения в моделях плоских выходных устройств различной конфигурации.

Представлены результаты работ коллектива ОКБ «Мотор» ПАО «ОДК-УМПО» выполненных в рамках исследований модели плоского выходного устройства со сложной структурой внутреннего течения.

В рамках численных исследований плоского выходного устройства разработаны трехмерные модели и выполнены расчеты средствами вычислительной газовой динамики. Суммарное количество расчетных элементов в ходе моделирования составляло порядка 60 млн., моделирование выполнено на вычислительном кластере.

Экспериментальные модели исследуемого выходного устройства изготовлены по аддитивным технологиям из материалов типа полиамида ПА-12 (пластик) и ЭП718 (металлический порошок). Габариты экспериментальных моделей порядка 250x250x700 мм. Также, в ОКБ «Мотор» для препарирования моделей были разработаны и изготовлены гребенки полного давления.

Холодные продувки модели плоского выходного устройства выполнены на модернизированном стендовом комплексе узловой доводки ОКБ «Мотор».

Выполнены измерения распределения давления по стенкам, потеря полного давления и оценка расходных характеристик модели выходного устройства.

В работе приведено сравнение результатов эксперимента и трехмерных расчетов. Намечены направления дальнейших работ.

1 Цель работы

1.1 Исследование распределения давления на поверхности газовоздушного тракта моделей выходных устройств (ВУ).

1.2 Исследование расходных характеристик моделей ВУ.

1.3 Определение потеря полного давления модели ВУ.

1.4 Формирование задела с результатами экспериментальных исследований моделей выходных устройств различных конфигураций.

2 Описание экспериментальной установки и моделей ВУ

2.1 Метод исследования – холодные продувки моделей выходного устройства.

2.2 Описание экспериментальной установки (рисунок 2.1):

Продувки моделей плоских выходных устройств проведены на стенде газодинамической доводки ОКБ «Мотор».

Основные характеристики стенда:

- расход воздуха – до 5 кг/с;
- давление – до 10 атм;
- подогрев воздуха до 800 °С.

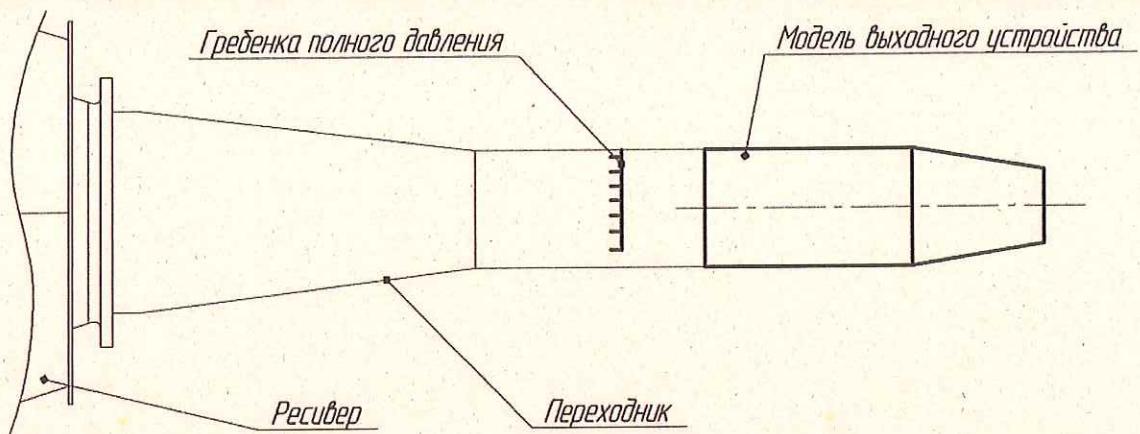


Рисунок 2.1 – Экспериментальная установка

Перед испытуемой моделью установлено:

- два датчика температуры Метран ТСМ;
- семиточечная гребенка полного давления.

2.3 Объект исследования - модели выходного устройства, изготовленные методом селективного лазерного спекания (СЛС).

Ввиду ограничения по расходу воздуха исследовано две модели выходного устройства изготовленных из разных материалов:

- первая модель в масштабе 1:6,5 (рисунок 2.1) из пластика ПА-12 – исследован диапазон $\pi_c = 1,5-3,1$;
- вторая модель в масштабе 1:8,5 из металлического порошка ЭП718 – исследован диапазон $\pi_c = 1,5-5,3$.

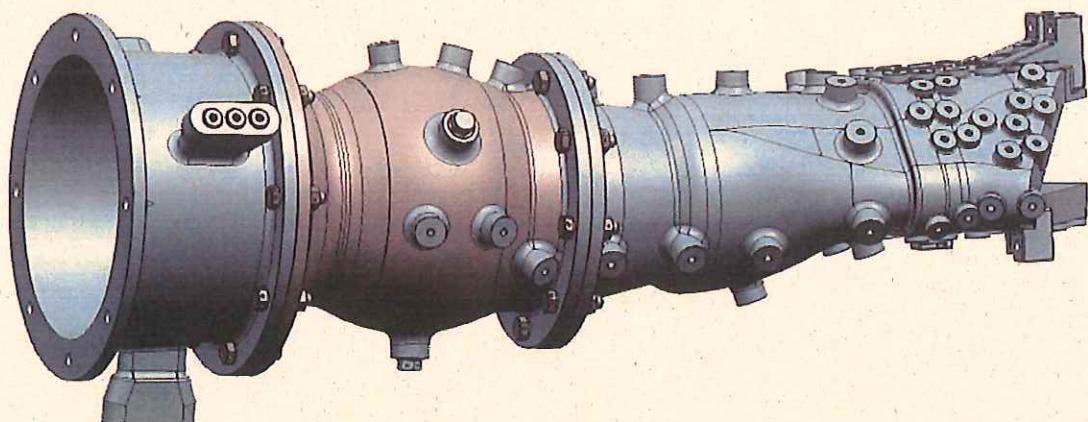


Рисунок 2.1 – Модель испытуемого выходного устройства в масштабе 1:6,5

2.4 Стенки выходных устройств ГТД и их моделей выполняют «гидравлически» гладкими для максимального снижения потерь полного давления на трение. Однако, при изготовлении изделий методом СЛС неизбежно наличие шероховатостей на поверхностях. Полностью устранить шероховатость не всегда представляется возможным из-за свойств материала (пластика) и малых габаритов исследуемых моделей. В таких случаях необходимо оценивать и учитывать наличие шероховатости стенок при проведении расчетно-экспериментальных исследований моделей выходных устройств.

Измерена шероховатость поверхности плоских образцов из материалов полиамида ПА-12 (пластик) и ЭП718 (металлический порошок).

2.5 Результаты замеров шероховатости плоских образцов:

- для образцов из ПА-12 $Rz=60-140$ мкм;
- для образцов из ЭП718 $Rz=10-210$ мкм

Шероховатость поверхности зависит от угла ориентации образца и технологии СЛС.

3 Расчетно - экспериментальные исследования модели в масштабе 1:6,5

3.1 Экспериментальные исследования модели в масштабе 1:6,5

3.1.1 До изготовления моделей была выполнена расчетная оценка их напряженно-деформационного состояния. Расчеты показали возможность проведения холодных продувок при требуемом уровне давления в сопле.

3.1.2 Испытания проведены как с установленной гребенкой полного давления на выходе из модели выходного устройства (рисунок 3.1) так и без нее.



Рисунок 3.1 – Модель в масштабе 1:6,5 на стенде с установленной пневмогребенкой на выходе

3.1.3 Согласно рекомендациям ЦИАМ [2]:

- минимальные размеры модели определяются из условия, что число Рейнольдса, рассчитанное по параметрам потока в минимальном сечении сопла и диаметру (или высоте) в этом сечении, не менее 10^5 ;
- экспериментальные исследования моделей проводятся на холодном воздухе при моделировании степени понижения давления в сопле π_c .

Данные рекомендации соблюдены при испытаниях модели, минимальное экспериментальное значение числа Рейнольдса для модели в масштабе 1:6,5 составило $15,6 \cdot 10^5$.

3.1.4 Результаты экспериментальных исследований модели в масштабе 1:6,5 представлены в таблице 3.1.

Таблица 3.1 – Результаты экспериментальных исследований модели в масштабе 1:6,5

$P_{\text{вн}}$, кПа	$T_{\text{вн}}^*$, °C	$P_{\text{вх}}^*$, кПа	$P_{\text{вых}}^*$, кПа	G , кг/с	π_c	$\sigma / \sigma_{\pi_c=3,1 \text{ экс}}$	$\mu / \mu_{\pi_c=3,1 \text{ экс}}$
Без гребенки полного давления на выходе							
100,59	14,3	156,89	-	2,245	1,56	-	0,983
101,59	27,1	312,48	-	4,451	3,10	-	1,0
С гребенкой полного давления на выходе							
100,16	11,4	151,16	144,39	2,161	1,51	1,014	0,985
100,35	18,4	152,40	145,60	2,149	1,52	1,014	0,984
102,12	19,8	214,71	204,28	3,076	2,10	1,010	1,002
101,96	21,7	316,89	298,43	4,515	3,11	1,0	1,0
Примечание – коэффициент расхода μ оценен через полное давление перед моделью в масштабе 1:6,5							

3.2 Расчетные исследования модели в масштабе 1:6,5

3.2.1 Трехмерная расчетная модель выходного устройства в масштабе 1:6,5 построена в CAD-системе Unigraphics NX 12.0 на основе модели для 3D печати.

3.2.2 Расчетная модель состоит из следующих основных элементов:

- проточная часть переходника с установленными пневмогребенкой и датчиками температуры;
- проточная часть модели в масштабе 1:6,5;
- пневмогребенка полного давления в выходном сечении (для моделирования испытаний с установленной гребенкой).

3.2.3 В расчетах применялись следующие модели и граничные условия (ANSYS CFX):

- полное давление и температура воздуха на входе в переходник;
- давление и температура окружающего воздуха;
- модель турбулентности SST;
- модель теплопередачи Heat Transfer;
- шероховатость стенок модели в масштабе 1:6,5.

Значения соответствуют экспериментальным данным.

3.2.4 Высота неровностей поверхности (шероховатость) всех внутренних стенок расчетной модели принята равной 0,13 мм на базе измерений неровностей образцов изготовленных из пластика ПА-12.

3.2.5 Результаты расчетных исследований с шероховатостью стенок представлены в таблице 3.2.

Таблица 3.2 – Результаты расчетных исследований модели в масштабе 1:6,5 с шероховатыми стенками ($h_s = 0,13$ мм)

P_h , кПа	T^*_v , °C	$P^*_{вх}$, кПа	$P^*_{вых}$, кПа	G , кг/с	π_c	$\sigma/\sigma_{\pi_c=3,1 \text{ расч}}$	$\mu/\mu_{\pi_c=3,1 \text{ расч}}$
Без гребенки полного давления на выходе							
100,59	14,3	156,71	146,99	2,266	1,56	0,999	0,979
101,59	27,1	312,48	293,20	4,511	3,10	1,0	1,0
С гребенкой полного давления на выходе							
100,16	11,4	151,15	143,74	2,186	1,51	1,015	0,976
100,35	18,4	152,40	144,83	2,182	1,52	1,014	0,978
102,11	19,8	214,71	199,68	3,135	2,10	0,993	1,0
101,96	21,7	316,88	296,84	4,614	3,11	1,0	1,0
Примечание – коэффициент расхода μ оценен через полное давление перед моделью 1:6,5							

3.3 Анализ результатов расчетно-экспериментальных исследований модели в масштабе 1:6,5

3.3.1 Обобщенные результаты расчетно-экспериментальных исследований модели в масштабе 1:6,5 приведены в таблице 3.3.

Таблица 3.3 – Обобщенные результаты расчетно - экспериментальных исследований модели в масштабе 1:6,5

π_c	Отношение коэффициентов восстановления полного давления $\sigma_{расч}/\sigma_{эксп}$	Отношение коэффициентов расхода $\mu_{расч}/\mu_{эксп}$
		1,011
1,56	-	1,015
3,10	-	1,013
1,51	1,003	1,016
1,52	1,004	1,020
2,10	1,022	1,023
3,11	1,004	

3.3.2 По результатам сравнения экспериментальных и расчетных данных с учетом шероховатости модели в масштабе 1:6,5 в исследованном диапазоне установлено:

- экспериментальные значения коэффициента восстановления полного давления в среднем ниже расчетных на 0,81 %;
- экспериментальные значения коэффициента расхода на модели без пневмогребенки на выходе в среднем ниже расчетных на 1,3 %;
- экспериментальные значения коэффициента расхода на модели с пневмогребенкой на выходе в среднем ниже расчетных на 1,8 %.

3.3.3 На рисунке 3.2 представлено распределение давления на дозвуковой части выходного устройства.

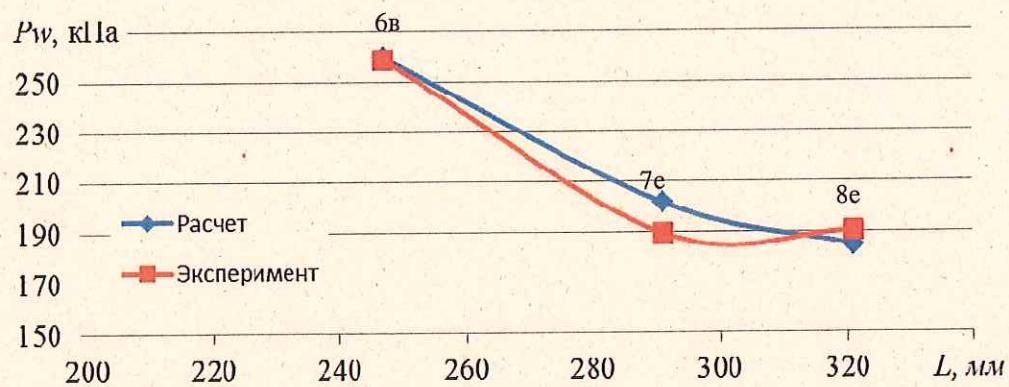
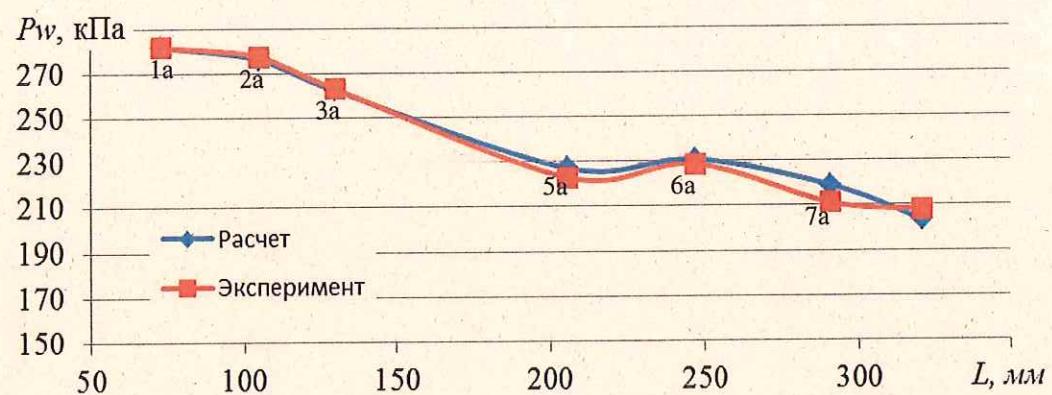
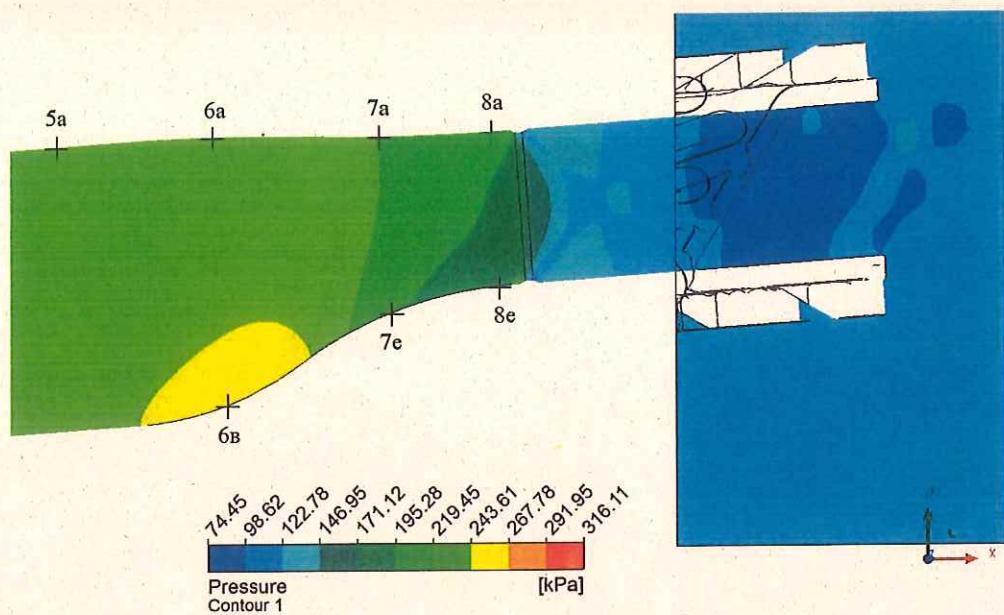


Рисунок 3.2 -Распределение давления в зоне перехода от круглого к трапециевидному сечению

3.3.4 По результатам исследований получено хорошее как качественное, так и количественное согласование расчетного и экспериментального

распределения давления на стенках моделей в сечениях с 1-1 по 8-8 (до критического сечения) на всех исследованных режимах.

3.3.5 На рисунке 3.3 представлены характерные сечения за критических сечением.

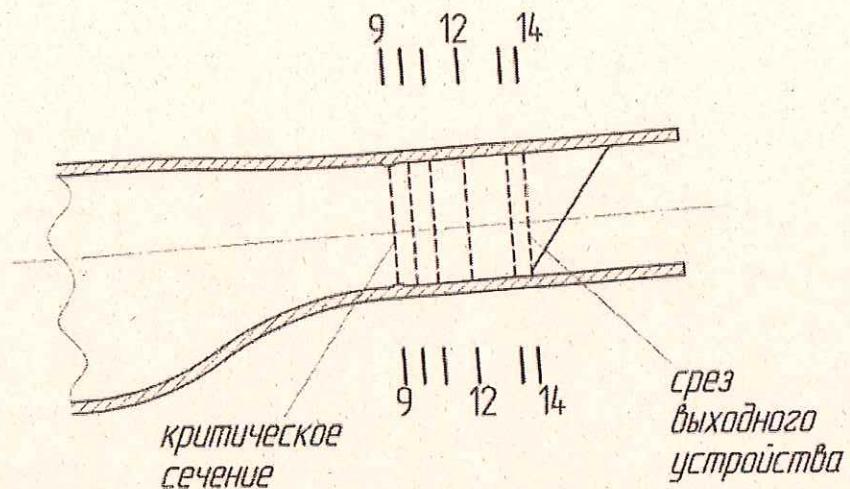


Рисунок 3.3 – Характерные сечения за критических сечением

3.3.6 Из данных приведенных на рисунках 3.4 и 3.5 видно, что в сверхзвуковой части выходного устройства расчетное распределение давления согласуется с экспериментальным – расчетная структура потока соответствует экспериментальной.

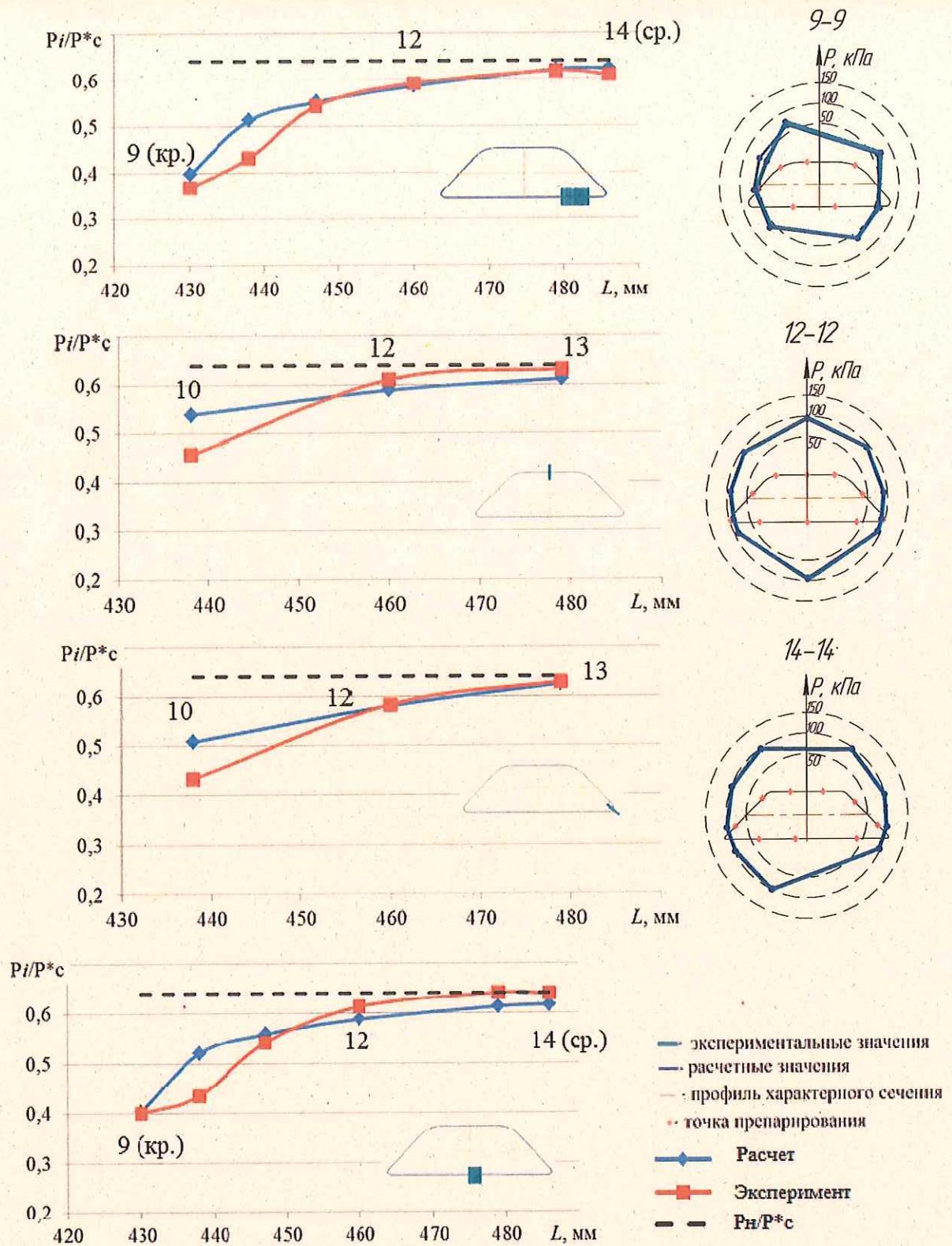
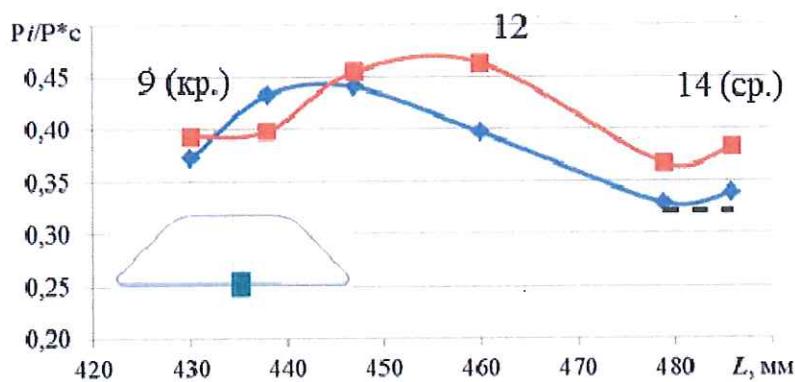
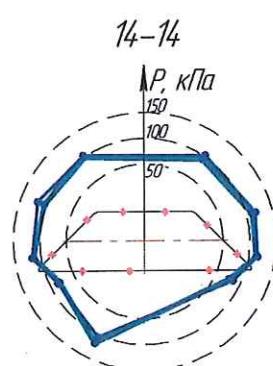
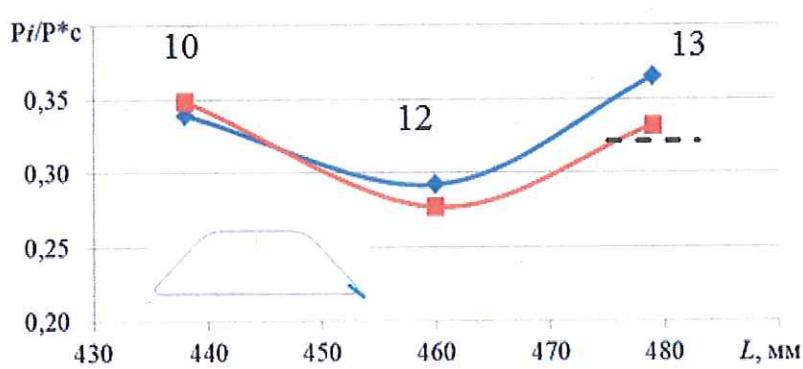
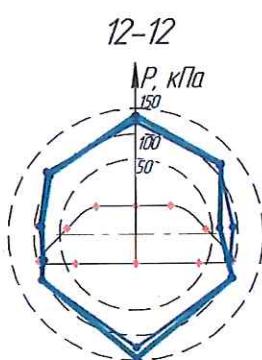
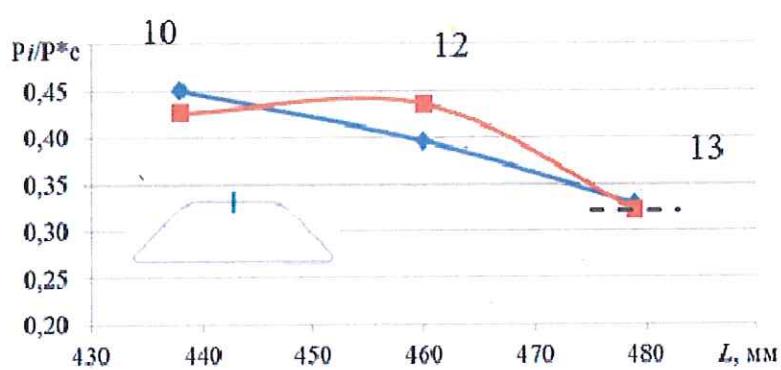
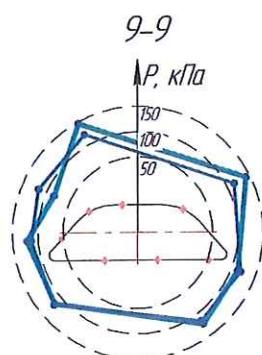
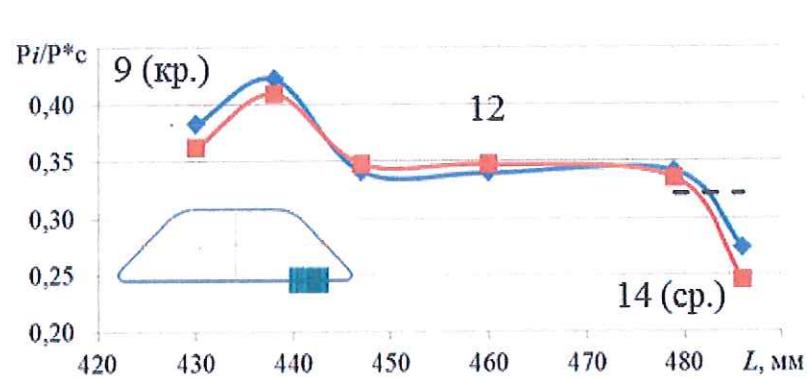


Рисунок 3.4 – Распределение давления в сечениях модели в масштабе 1:6,5 без пневмогребенки на режиме $\pi_c=1,55$



- экспериментальные значения
- расчетные значения
- профиль характерного сечения
- точка препарирования
- Расчет
- Эксперимент
- P_h/P^*c

Рисунок 3.5 – Распределение давления в сечениях модели в масштабе 1:6,5 без пневмогребенки на режиме $\pi_c=3,1$

4 Расчетно - экспериментальные исследования модели в масштабе 1:8,5

4.1 Экспериментальные исследования модели в масштабе 1:8,5

4.1.1 Модель предназначена для проведения испытаний на режимах $\pi_c=1,5-5,3$.

4.1.2 Испытания модели в масштабе 1:8,5 проведены без пневмогребенки на выходе.

4.1.3 Согласно рекомендациям ЦИАМ [2]:

- минимальные размеры модели определяются из условия, что число Рейнольдса, рассчитанное по параметрам потока в минимальном сечении сопла и диаметру (или высоте) в этом сечении, не менее 10^5 ;
- экспериментальные исследования моделей проводятся на холодном воздухе при моделировании степени понижения давления в сопле π_c .

Данные рекомендации соблюdenы при испытаниях модели, минимальное экспериментальное значение числа Рейнольдса для модели в масштабе 1:8,5 составило $12 \cdot 10^5$.

4.1.4 Результаты экспериментальных исследований модели в масштабе 1:8,5 представлены в таблице 4.1.

Таблица 4.1 – Результаты экспериментальных исследований модели в масштабе 1:8,5

P_H , кПа	T_{Bx}^* , °C	P_{Bx}^* , кПа	G , кг/с	π_c	$\mu / \mu_{\pi c=3,11 \text{ экс}}$
100,33	20,42	154,70	1,256	1,54	0,985
101,05	22,76	208,29	1,692	2,06	0,988
101,09	30,75	314,46	2,549	3,11	1,0
101,12	28,03	407,21	3,326	4,03	1,003
100,06	26,65	528,23	4,355	5,28	1,010

Примечание – коэффициент расхода μ оценен через полное давление перед моделью в масштабе 1:8,5

4.2 Расчетные исследования модели в масштабе 1:8,5

4.2.1 Трехмерная расчетная модель выходного устройства в масштабе 1:8,5 построена в CAD-системе Unigraphics NX 12.0 на основе модели для 3D печати.

4.2.2 Расчетная модель состоит из следующих основных элементов:

- проточная часть переходника с установленными пневмогребенками и датчиками температуры;

- проточная часть модели в масштабе 1:8,5.

4.2.3 В расчетах применялись следующие модели и граничные условия:

- полное давление воздуха на входе в переходник;
- полная температура воздуха на входе в переходник;
- давление и температура окружающего воздуха;
- модель турбулентности SST;
- модель теплопередачи Heat Transfer;
- шероховатость стенок модели в масштабе 1:8,5.

Значения соответствуют экспериментальным данным.

4.2.4 Высота неровностей поверхности (шероховатость) внутренних стенок расчетной модели принята равной 0,2 мм на базе измерений неровностей образцов изготовленных из металлического порошка ЭП718.

4.2.5 Результаты расчетов модели в масштабе 1:8,5 с принятым уровнем шероховатости представлены в таблице 4.2.

Таблица 4.2 – Результаты расчетов модели в масштабе 1:8,5

P_h , кПа	T_b^* , °C	P_{bx}^* , кПа	P_{vykh}^* , кПа	G , кг/с	π_c	$\sigma/\sigma_{\pi_c=3,11 \text{ расч}}$	$\mu/\mu_{\pi_c=3,11 \text{ расч}}$
100,33	20,42	154,64	145,46	1,287	1,54	1,014	0,987
101,05	22,76	208,22	192,28	1,748	2,06	0,995	1,0
101,09	30,75	314,35	291,70	2,605	3,11	1,0	1,0
101,12	28,03	407,07	377,80	3,390	4,03	1,0	1,0
100,06	26,65	528,20	490,12	4,408	5,28	1,0	1,001

Примечание – коэффициент расхода μ оценен через полное давление перед моделью в масштабе 1:8,5

4.3 Анализ результатов расчетно-экспериментальных исследований модели в масштабе 1:8,5

4.3.1 Обобщенные результаты расчетно-экспериментальных исследований модели в масштабе 1:8,5 приведены в таблице 4.3.

Таблица 4.3 - Обобщенные результаты исследований модели в масштабе 1:8,5

π_c	Отношение коэффициентов расхода $\mu_{расч}/\mu_{эксп}$
1,54	1,025
2,06	1,035
3,11	1,023
4,03	1,020
5,28	1,014

4.3.2 По результатам сравнения экспериментальных и расчетных данных с учетом шероховатости модели в масштабе 1:8,5 в исследованном диапазоне установлено что, экспериментальные значения коэффициента расхода в среднем ниже расчетных на 2,28 %.

4.3.3 Различие между экспериментальными и расчетными μ вызвано тем, что фактическая шероховатость поверхности газовоздушного тракта в масштабе 1:8,5 выше принятой в расчетах.

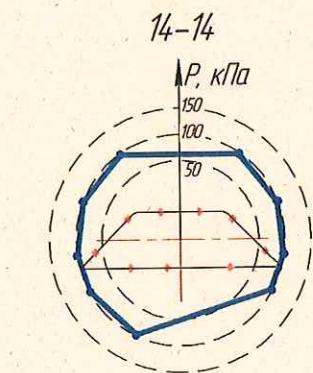
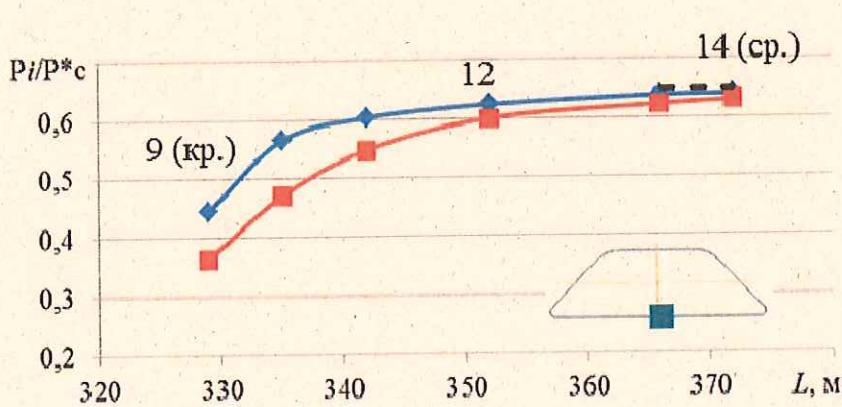
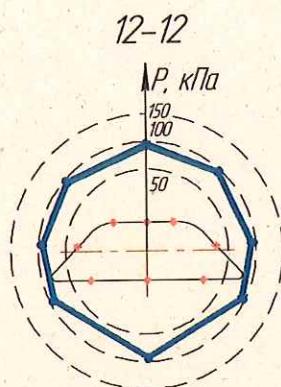
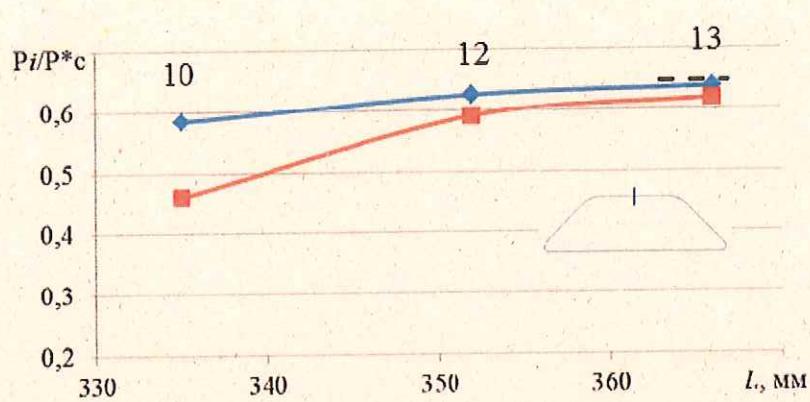
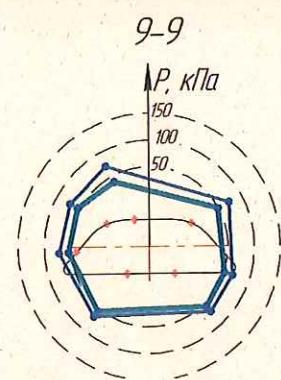
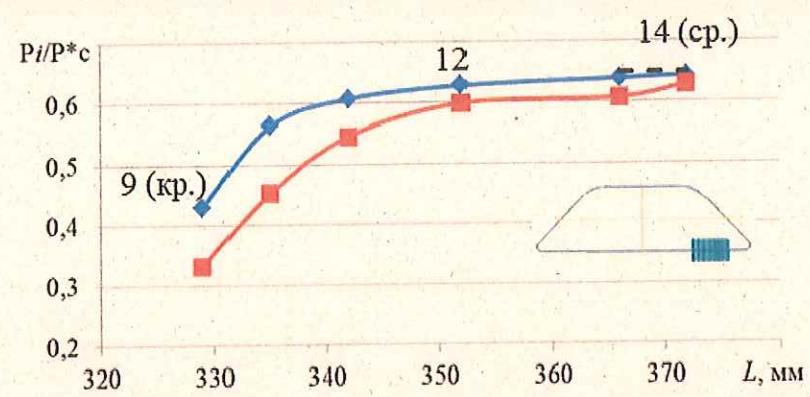


Рисунок 4.1– Распределение давления в сечениях модели в масштабе 1:8,5 на режиме $\pi_c=1,55$

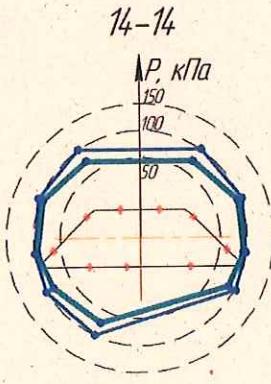
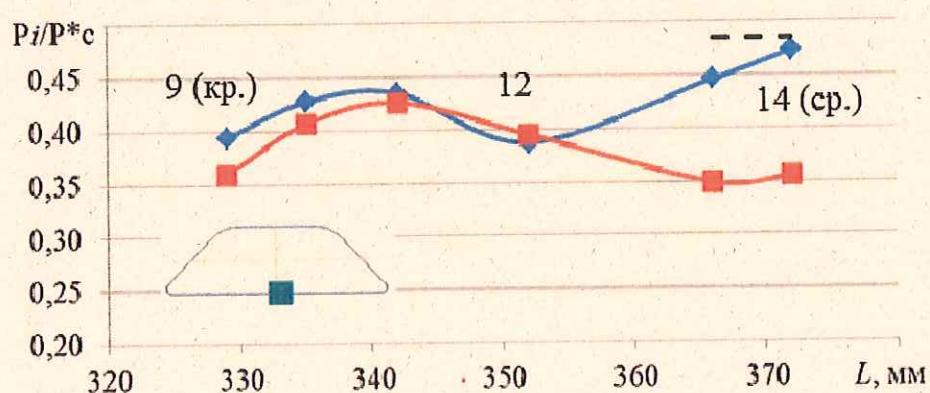
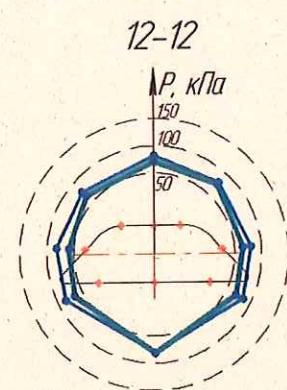
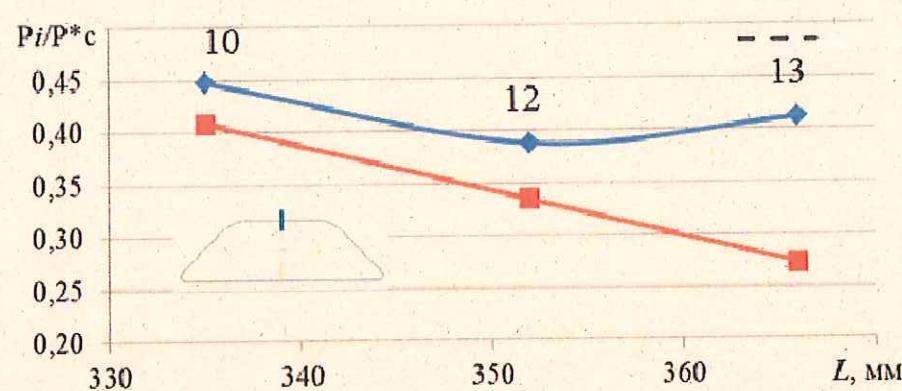
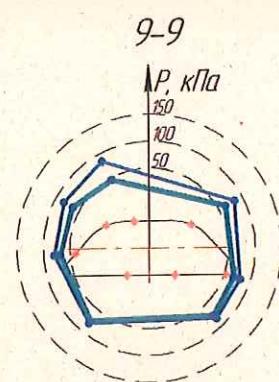
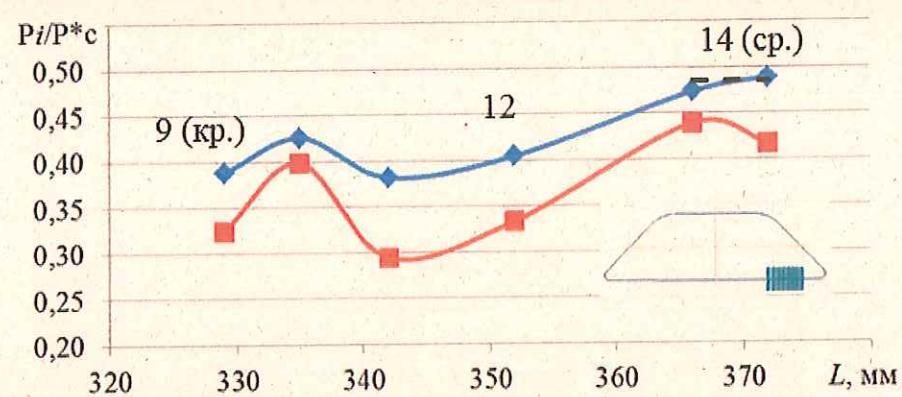


Рисунок 4.2 – Распределение давления в сечениях модели в масштабе 1:8,5 на режиме $\pi_c=2,1$

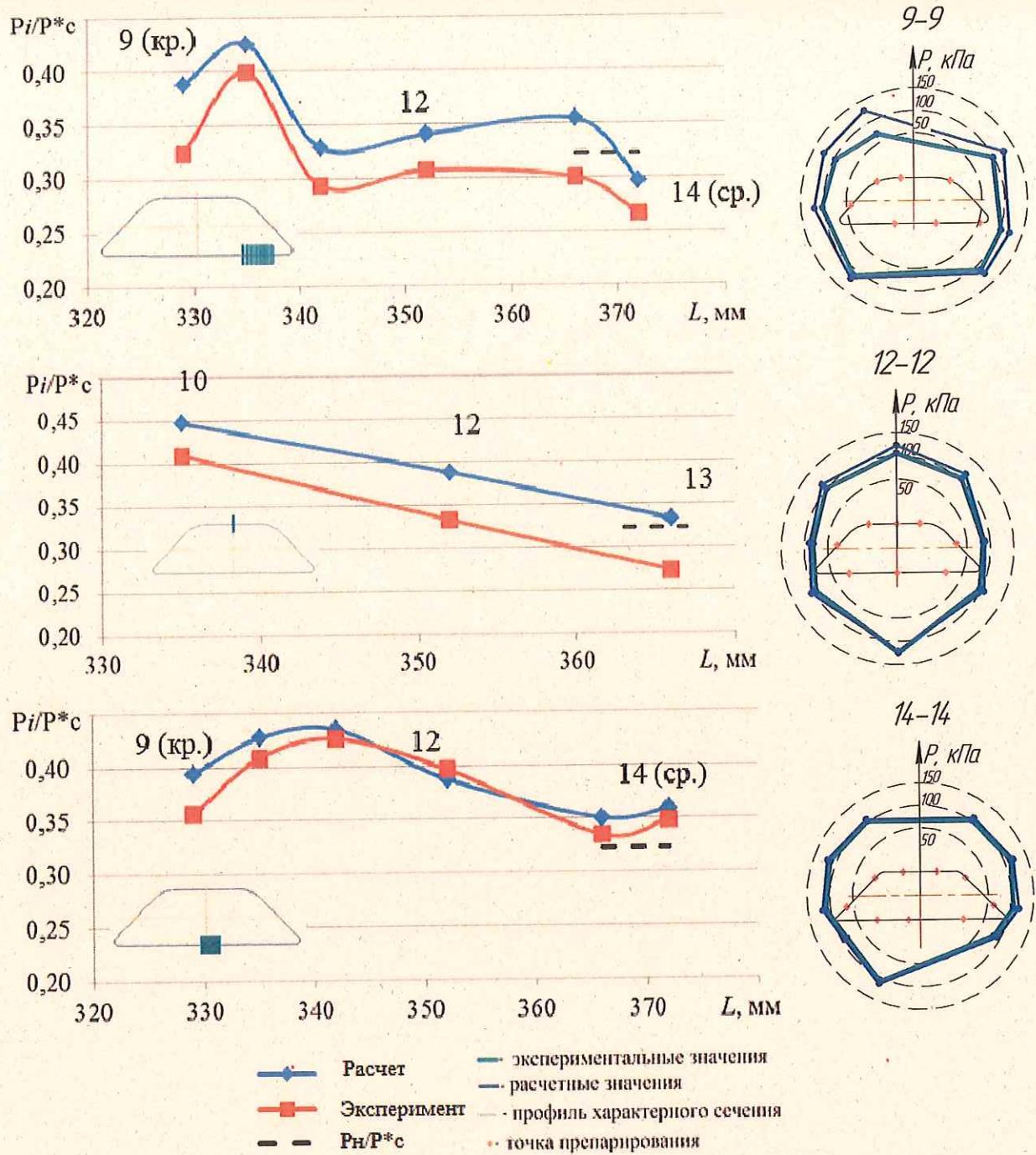


Рисунок 4.3 – Распределение давления в сечениях модели в масштабе 1:8,5 на режиме $\pi_c=3,1$

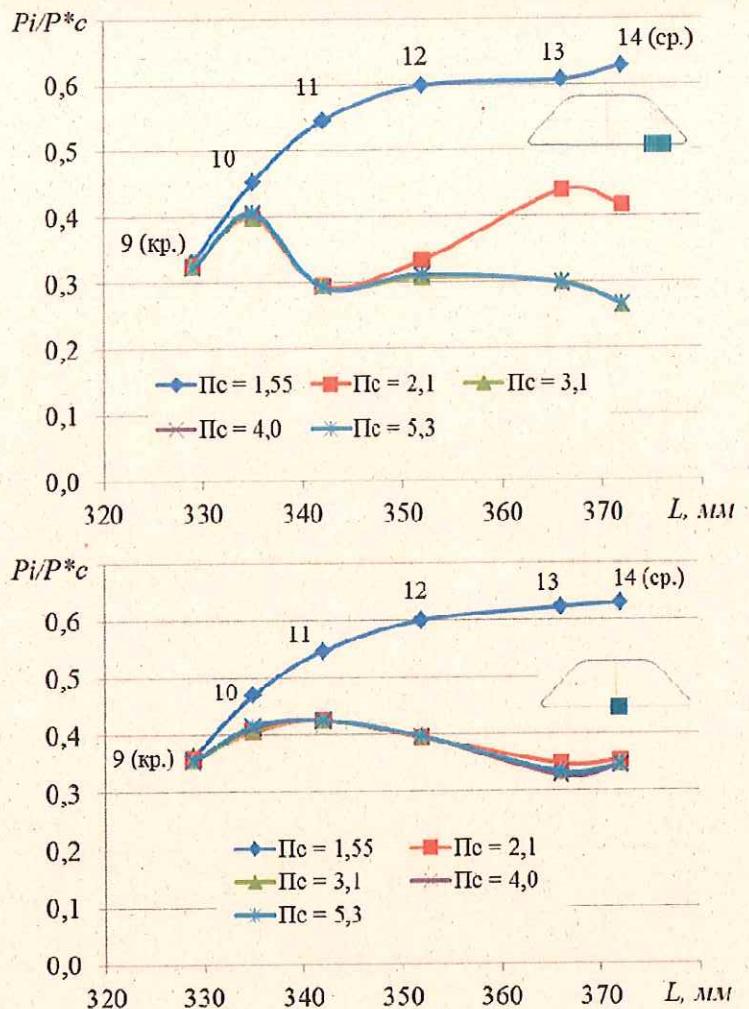
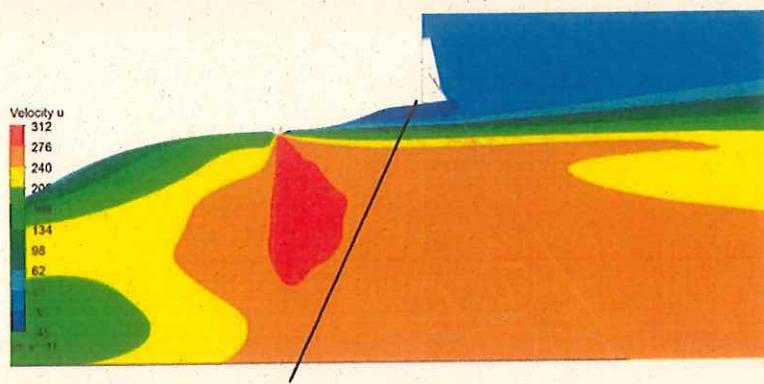


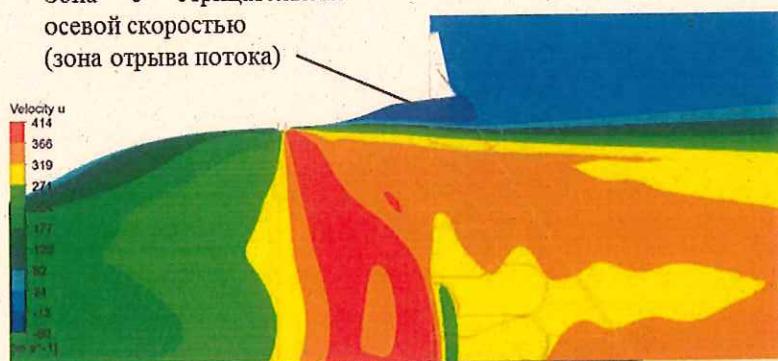
Рисунок 4.4 – Экспериментальное распределение давления на стенках

4.3.4 По результатам, приведенным на рисунке 4.5 на режимах $\pi_c=1,51-2,1$ можно отметить наличие срывов потока в угловых зонах вблизи среза выходного устройства. На режимах с $\pi_c \geq 3,11$ наличие срывов потока в этих зонах не обнаружено.

$$\pi_c = 1,55$$
$$1/\pi_c = 0,65$$



$$\pi_c = 2,1$$
$$1/\pi_c = 0,48$$



$$\pi_c = 3,1$$
$$1/\pi_c = 0,32$$



Рисунок 4.5 – Расчетное распределение осевой составляющей скорости

5 Расчетное исследование влияния шероховатости на характеристики моделей выходного устройства

5.1 Расчетное исследование влияния шероховатости на характеристики модели в масштабе 1:6,5

5.1.1 В таблице 5.1 представлена оценка влияния шероховатости на расходные характеристики модели в масштабе 1:6,5.

Таблица 5.1 – Влияние шероховатости на расходные характеристики модели в масштабе 1:6,5

π_c	Отношение коэффициентов восстановления полного давления $\sigma_{hs=0} / \sigma_{hs=0,13 \text{ мм}}$	Отношение коэффициентов расхода $\mu_{hs=0} / \mu_{hs=0,13 \text{ мм}}$
1,56	1,011	1,043
3,10	1,004	1,024
1,51	1,005	1,016
1,52	1,004	1,018
2,10	1,004	1,015
3,11	1,005	1,018

5.1.2 По результатам сравнения результатов расчетов с шероховатыми и гидравлически гладкими стенками установлено:

- в модели без пневмогребенки на выходе значения коэффициента восстановления полного давления модели с шероховатыми стенками в среднем ниже на 0,74 %;
- в модели без пневмогребенки на выходе значения коэффициента расхода модели с шероховатыми стенками в среднем ниже на 3,2 %;
- в модели с пневмогребенкой на выходе значения коэффициента восстановления полного давления модели с шероховатыми стенками в среднем ниже на 0,48 %;
- в модели с пневмогребенкой на выходе значения коэффициента расхода модели с шероховатыми стенками в среднем ниже на 1,64 %.

5.2 Расчетное исследование влияния шероховатости на характеристики модели в масштабе 1:8,5

5.2.1 В таблице 5.2 представлена оценка влияния шероховатости на расходные характеристики модели в масштабе 1:8,5.

Таблица 5.2 – Влияние шероховатости на характеристики модели в масштабе 1:8,5

π_c	Отношение коэффициентов восстановления полного давления $\sigma_{hs=0} / \sigma_{hs=0,2 \text{ мм}}$	Отношение коэффициентов расхода $\mu_{hs=0} / \mu_{hs=0,2 \text{ мм}}$
1,56	1,014	1,030
3,10	1,026	1,024
1,51	1,017	1,028
1,52	1,028	1,025
2,10	1,029	1,025
3,11	1,014	1,030

5.2.2 По результатам сравнения полученных данных расчетов модели в масштабе 1:8,5 с шероховатыми и гладкими стенками установлено:

- в моделях с шероховатыми стенками значения коэффициента восстановления полного давления в среднем ниже на 2,28 %;
- в моделях с шероховатыми стенками значения коэффициента расхода в среднем ниже на 2,66 %.

6 Выводы

6.1 Проведена технологическая разработка выращивания масштабных моделей каналов сложной формы. Изготовлен ряд экспериментальных моделей.

6.2 Проведена серия экспериментальных продувок модельных каналов, позволивших получить подробные данные по распределению параметров потока при течении в канале сложной неосесимметричной формы. Полученные данные позволяют построить математическую модель для последующего анализа и синтеза картин сложных течений.

6.3 Разработана и верифицирована математическая модель течения в неосесимметричном канале сложной формы.

6.4 На основании результатов моделирования получены исходные данные для дальнейшей разработки натурного выходного элемента силовой установки.

Библиография

- 1 Лаврухин Г.Н. Аэрогазодинамика реактивных сопел. Т. I. Внутренние характеристики сопел. – М.: Наука. ФИЗМАТЛИТ, 2003. – 376 с. – ISBN 5-9221-0013-0
- 2 Обязательные виды и объем испытаний узлов авиационных ГТД на стадии их разработки. Труды ЦИАМ №1199, 1987