

Анализ использования методики теплового расчета гофров самолетных противообледенителей воздушно-тепловых систем в сравнении с летными испытаниями

Государственное предприятие «АНТОНОВ»

Выполнено сравнение расчетных значений распределения температурных полей по носку крыла с полученными при летных испытаниях. Определена область основных расчетных допущений для оценки температурных полей. Достигнута практическая сходимость расчетных и экспериментальных значений температур как по сечению крыла, так и по его размаху.

Ключевые слова: противообледенители, гофры, модель теплообмена, программный блок.

1. Цель работы

Верификация «Комплексной программы расчета теплового состояния воздушно-тепловой противообледенительной системы (ВТ ПОС)» (в режиме работы программы: ВТ ПОС постоянного действия (ПД), полет в сухом воздухе), путем сравнительного анализа температур поверхности противообледенителя, полученных в расчетах, описанной в сборнике научных трудов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ» Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии Выпуск 47 в статье «Математическая модель нестационарных процессов тепло- и массообмена на наружной поверхности противообледенителей летательных аппаратов во влажном воздухе» с результатами летных испытаний

2. Объект анализа

Объектом анализа является воздушно-тепловая противообледенительная система постоянного действия 5-ой и 6-ой секций предкрылка тяжелого транспортного самолета.

3. Исходные данные

3.1. Геометрические параметры расчетного элемента

3.1.1. Общая схема установки термодатчиков по сечениям на поверхности ПОС крыла, приведена на рис.3.1.1 Расчетным элементом является участок ВТ ПОС включающий две секции правого предкрылка от входа горячего воздуха, поступающего от крана-регулятора в предкрылок .

Общая длина элемента составляет 10.2м.

3.1.2. Схемы установки термодатчиков в расчетных сечениях приведены на рис. 3.1.2.

3.1.3. Конструктивное исполнение гофров по участкам представлено на рис. 3.1.3.

3.1.4. Угол стреловидности крыла относительного передней кромки в районе 5-6 секций равен 30°.

3.1.5. Профиль 5-ой и 6-ой секций, представлен на рис. 3.1.4.

- 3.1.6. Конструктивное исполнение расчетного элемента ВТ ПОС крыла – в виде параметров постоянных для всех расчетных режимов, приведено в табл. 3.1.1. Указанные параметры описывают геометрию и материалы составляющих элемента: наружную обшивку, камеру, канал, гофры, подводящую и распределительную трубы, хорды входного и выходного сечений. Преобразованные в соответствии с требованиями математической модели расчетные координаты профиля (в процентах хорды), общие для всех сечений, приведены там же.
- 3.1.7. В соответствии со схемой подвода воздуха расход горячего воздуха ($G_{расч}$) на элемент составляет $G_{расч}=0.97 \cdot G_{\Sigma}$, где G_{Σ} - суммарный расход воздуха на 5-ую и 6-ую секции.
- 3.1.8. На рис. 3.1.5. дано принятое распределение подъемной силы по размаху крыла для числа Маха $M=0.45$ и коэффициента подъемной силы $C_{укр}=0.46$.

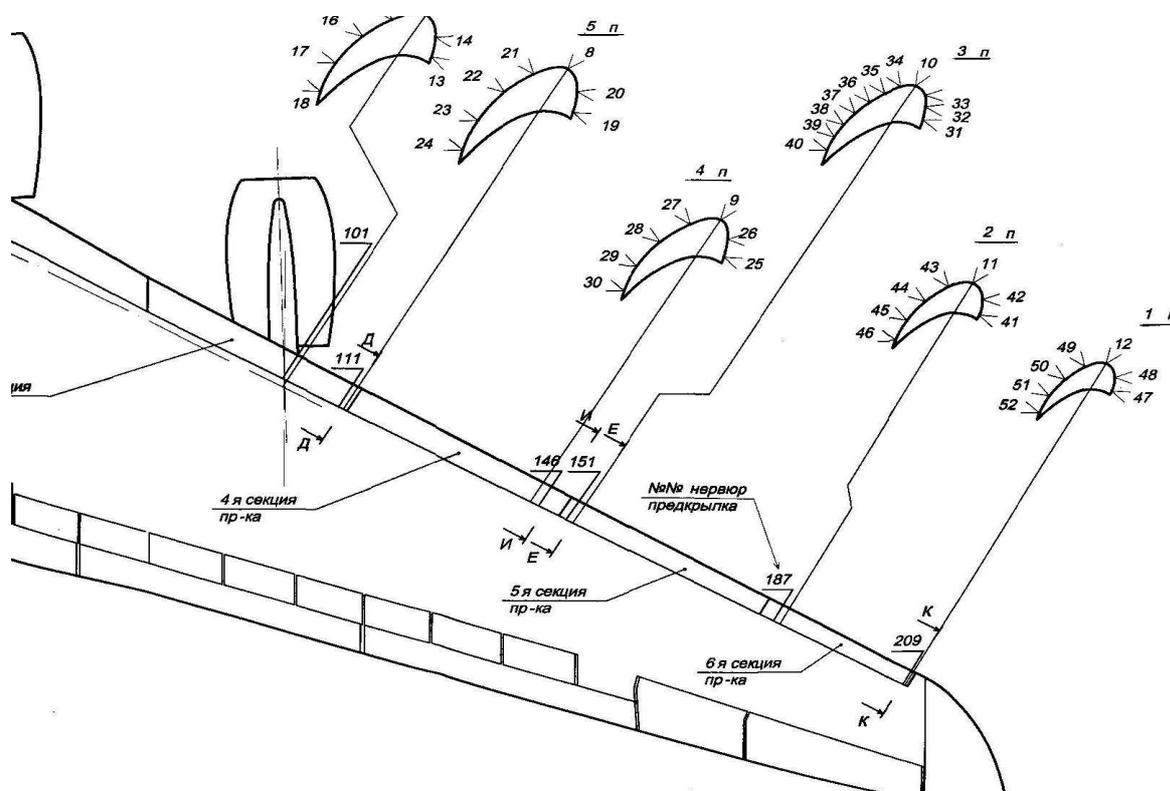


Рис. 3.1.1. Общая схема установки термодатчиков по сечениям на поверхности ВТ ПОС крыла самолета

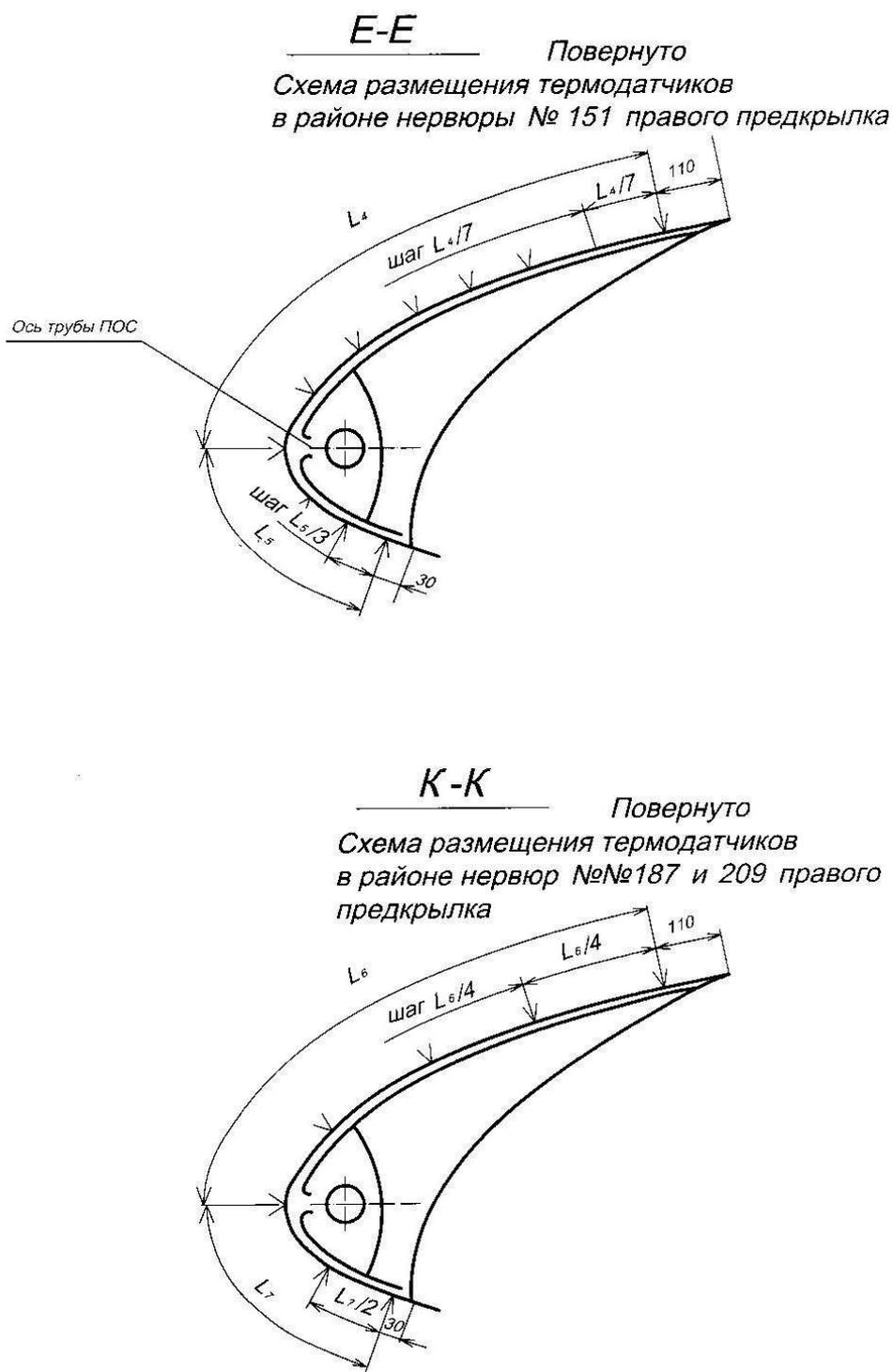


Рис. 3.1.2. Схема установки термодатчиков в сечениях ЗП

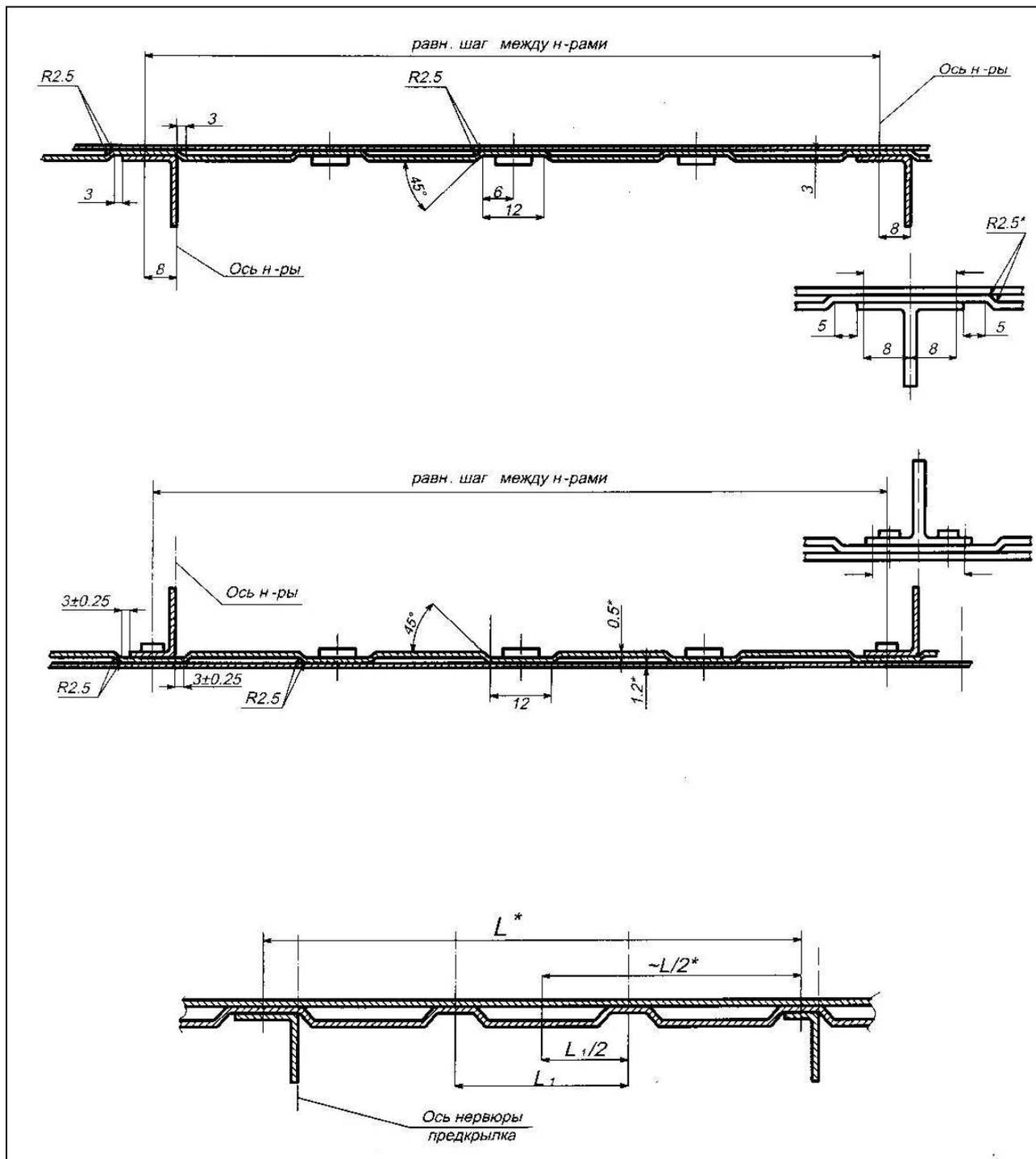


Рис. 3.1.3. Схема конструктивного исполнения гофров

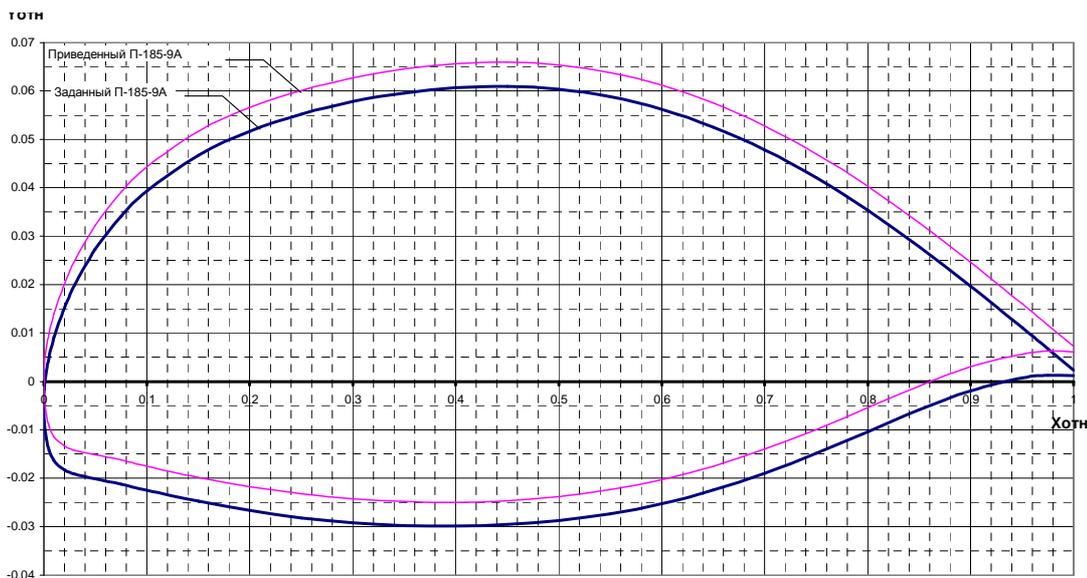


Рис. 3.1.4. Типовой профиль крыла самолета

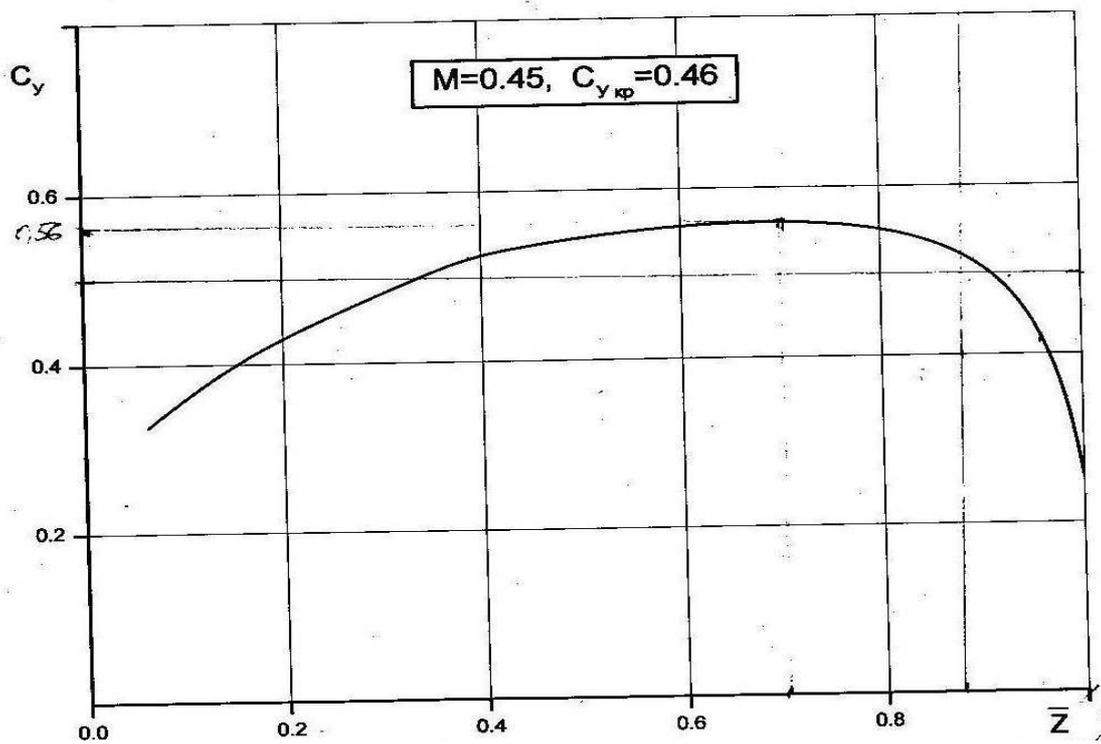


Рис. 3.1.5. Типовое распределение коэффициента подъемной силы по размаху крыла самолета

Табл. 3.1.1

Крыло. Параметры гофров 5-й и 6-й секций											
5-й секции						6-й секции					
№ п/п	№ нервюры	Шаг нервюр	Кол-во гофров	Шаг гофра	Ширина гофра	№ п/п	№ нервюры	Шаг нервюр	Кол-во гофров	Шаг гофра	Ширина гофра
	150	60									
1	151	156.3	3	52.10	40.10	1	185	162.1	3	54.03	42.03
2	152	156.3	3	52.10	40.10	2	186	172.8	3	57.60	45.60
3	153	156.3	4	39.08	27.08	3	187	172.8	3	57.60	45.60
4	154	202.5	5	40.50	28.50	4	188	172.8	4	43.20	31.20
5	155	195.1	4	48.78	36.78	5	189	172.8	4	43.20	31.20
6	156	154.1	3	51.37	39.37	6	190	180.3	4	45.08	33.08
7	157	154.1	3	51.37	39.37	7	191	180.3	4	45.08	33.08
8	158	154.1	3	51.37	39.37	8	192	180.3	4	45.08	33.08
9	159	176.1	3	58.70	46.70	9	193	180.3	3	60.10	48.10
10	160	176.1	3	58.70	46.70	10	194	180.3	3	60.10	48.10
11	161	176.1	3	58.70	46.70	11	195	180.3	3	60.10	48.10
12	162	173.6	3	57.87	45.87	12	196	180.3	3	60.10	48.10
13	163	173.6	3	57.87	45.87	13	197	180.3	4	45.08	33.08
14	164	173.6	3	57.87	45.87	14	198	180.3	4	45.08	33.08
15	165	173.6	3	57.87	45.87	15	199	180.3	4	45.08	33.08
16	166	173.6	4	43.40	31.40	16	200	167.3	3	55.77	43.77
17	167	173.6	4	43.40	31.40	17	201	167.3	4	41.83	29.83
18	168	176.6	4	44.15	32.15	18	202	167.3	4	41.83	29.83
19	169	176.6	4	44.15	32.15	19	203	173.8	3	57.93	45.93
20	170	176.6	3	58.87	46.87	20	204	173.8	3	57.93	45.93
21	171	176.6	3	58.87	46.87	21	205	173.8	3	57.93	45.93
22	172	176.6	3	58.87	46.87	22	206	173.8	3	57.93	45.93
23	173	176.6	3	58.87	46.87	23	207	173.8	4	43.45	31.45
24	174	176.6	3	58.87	46.87	24	208	173.8	4	43.45	31.45
25	175	176.6	3	58.87	46.87	25	209	200.7	3	66.90	54.90
26	176	176.6	3	58.87	46.87						
27	177	176.6	3	58.87	46.87						
28	178	160.3	4	40.08	28.08						
29	179	160.3	4	40.08	28.08						
30	180	191.1	5	38.22	26.22						
31	181	191.1	4	47.78	35.78						
32	182	191.1	3	63.70	51.70						
33	183	171.1	3	57.03	45.03						

Результирующие значения для 5-ой секции					Результирующие значения для 6-ой секции				
$G_{расч.элемент}$	$L_{сум}$	$N_{гоф.сум}$	$A_{гофр.ср}$	$B_{гофр.ср}$	$G_{расч.элемент}$	$L_{сум}$	$N_{гоф.сум}$	$A_{гофр.ср}$	$B_{гофр.ср}$
%	мм		мм	мм	%	мм		мм	мм
0.56	5730	112	52.34	40.34	0.44	4402	87	51.66	39.66

3.2. Данные летных испытаний

3.2.1. Для оценки сходимости результатов расчетов с результатами, полученными в летных испытаниях, использовались установившиеся режимы (режимы горизонтальных полетов). Соответствующие номера режимов, параметры полетов, параметры горячего воздуха, используемые в качестве исходных данных для расчетов сечений 3П, 2П, 1П, приведены в табл. 3.1.2.

3.2.2. Перепады температуры на поверхности теплообменника по сечениям, полученные в полетах, и расчетные значения температур, по которым выполнялась сравнение результатов испытаний с результатами расчетов, приведены соответственно:

сечение 3П в табл. 3.1.3.П3;

сечение 2П в табл. 3.1.3.П2;

сечение 1П в табл. 3.1.3.П1.

Таблица 3.1.2

<i>Режимы, параметры полетов, и замеренные параметры горячего воздуха замеренные в полетах в сухом воздухе</i>											
№ п/п	№ в докум	H	V	V	$V \cdot \cos 30^\circ$	t _{нв}	G _{п56}	G _{п56}	T _{п56}	a	M
			км/ч	м/с	м/с	градС	кг/ч	кг/с	градС	м/с	
1	1 23	1000	520	144	125	7	0.92	0.405	208	336.4	0.429
2	24	2000	520	144	125	9	0.78	0.343	215	332.5	0.434
3	25	3000	500	139	120	-9	0.75	0.330	200	328.6	0.422
4	10	4000	450	125	108	9	0.64	0.282	195	324.6	0.385
5	11	5000	540	150	130	-20	0.53	0.233	216	320.5	0.468
6	12	7000	540	150	130	-33	0.41	0.180	219	312.3	0.480
7	26	9000	500	139	120	-54	0.35	0.154	243	303.9	0.457
8	13	9000	380	106	91	-39	0.38	0.167	167	303.9	0.347
9	14	1000	490	136	118	-3	0.74	0.326	177	336.4	0.404
10	27	1000	520	144	125	-3	0.91	0.400	217	336.4	0.429
11	15	1000	500	139	120	-3	0.90	0.396	217	336.4	0.413
12	16	3000	500	139	120	-9	0.60	0.264	192	328.6	0.423
13	17	6000	485	135	117	-24	0.51	0.224	208	316.4	0.426

Таблица 3.1.3 ПЗ

Параметры полетов						Перепады температур поверхности противообледенителя, °С, замеренные в корневом сечении											
	<i>H</i>	$V \cdot \cos 30^\circ$	<i>t</i> _{нв}	<i>G</i> 5-6 секц	<i>T</i> _в 5-6 секц	№ датч.	П40	П39	П38	П37	П36	П35	П34	П10	П33	П32	П31
	<i>м</i>	<i>м/с</i>	°С	<i>кг/с</i>	°С	<i>S</i> , мм	-630	-540	-450	-360	-270	-180	-90	0	100	200	300
10	1000	125	7	0.92	208		29	30.5	30.5	34	38	43	48	76.5	58	57	45.2
11	2000	125	9	0.78	215		25	25	27	30.5	34.5	39	45.2	76	53.5	53	41
12	3000	120	-9	0.75	200		30	32	32	35	40	44	51	80	61	57	46
13	4000	108	9	0.64	195		31	34	35	37	41.5	47	55	84	69	62	51
14	5000	130	-20	0.53	216		29	30.5	31.5	35	39	44	52	83	62	58.5	46
15	7000	130	-33	0.41	219		-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
16	9000	120	-54	0.35	243		43	43	45	49	55	62	75	111	86	76	62
17	9000	91	-39	0.38	167		26	28	29	31.5	35	40.5	49	78.5	69	58	45
23	1000	118	-3	0.74	177		27	27	28.5	31	35	38	44	67.5	52	49	40
24	1000	125	-3	0.91	217		32	33	34.5	38	43	47	55	86	67	63	51
25	1000	120	-3	0.90	217		34	34	35.5	39	44	48	56	82	67	63	51
26	3000	120	-9	0.60	192		29	29.5	31	34	38.5	42	50		58	54	43
27	6000	117	-24	0.51	208		33	35	35.5	39	43.5	49	58	91	68	61.5	50.5
						Температуры поверхности противообледенителя, °С, замеренные в концевом сечении											
	<i>H</i>	$V \cdot \cos 30^\circ$	<i>t</i> _{нв}	<i>G</i> 5-6 секц	<i>T</i> _в 5-6 секц	№ датч.	П40	П39	П38	П37	П36	П35	П34	П10	П33	П32	П31
	<i>м</i>	<i>м/с</i>	°С	<i>кг/с</i>	°С	<i>S</i> , мм	-630	-540	-450	-360	-270	-180	-90	0	100	200	300
10	1000	125	7	0.92	208		36	37.5	37.5	41	45	50	55	83.5	65	64	52.2
11	2000	125	9	0.78	215		34	34	36	39.5	43.5	48	54.2	85	62.5	62	50
12	3000	120	-9	0.75	200		21	23	23	26	31	35	42	71	52	48	37
13	4000	108	9	0.64	195		40	43	44	46	50.5	56	64	93	78	71	60
14	5000	130	-20	0.53	216		9	10.5	11.5	15	19	24	32	63	42	38.5	26
15	7000	130	-33	0.41	219		-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
16	9000	120	-54	0.35	243		-11	-11	-9	-5	1	8	21	57	32	22	8
17	9000	91	-39	0.38	167		-13	-11	-10	-7.5	-4	1.5	10	39.5	30	19	6
23	1000	118	-3	0.74	177		24	24	25.5	28	32	35	41	64.5	49	46	37
24	1000	125	-3	0.91	217		29	30	31.5	35	40	44	52	83	64	60	48
25	1000	120	-3	0.9	217		31	31	32.5	36	41	45	53	79	64	60	48
26	3000	120	-9	0.6	192		20	20.5	22	25	29.5	33	41		49	45	34
27	6000	117	-24	0.51	208		9	11	11.5	15	19.5	25	34	67	44	37.5	26.5

Таблица 4.2.3 П2

Параметры полетов						Перепады температур поверхности противообледенителя, °С, замеренные в корневом сечении							
	<i>H</i>	<i>V * cos30°</i>	<i>tне</i>	<i>G_{5-бсекц}</i>	<i>T_{5,6секция}</i>	№ датч. <i>S, мм</i>	46	45	44	43	11*	42	41
	<i>м</i>	<i>м/с</i>	°С	<i>кг/с</i>	°С		472	354	236	118	0	115	230
10	1000	125	7	0.92	208		31.5	33.5	38	42.5	74.5	52.5	50
11	2000	125	9	0.78	215		28	30.5	34.5	41	72.5	50	44
12	3000	120	-9	0.75	200		33	34	38	44	78	56	50
13	4000	108	9	0.64	195		34	36.5	41	47	86	62	55
14	5000	130	-20	0.53	216		30	32.5	37.5	45	81	57.5	50
15	7000	130	-33	0.41	219		33	35.5	40.5	48	-	60.5	-
16	9000	120	-54	0.35	243		44	46	54	66	109	81	67
17	9000	91	-39	0.38	167		28	29	34	43	80	58	50
23	1000	118	-3	0.74	177		27	29.5	32.5	36	-	45	41
24	1000	125	-3	0.91	217		35	37	40.5	45	-	57	53
25	1000	120	-3	0.90	217		-	-	-	-	-	-	-
26	3000	120	-9	0.60	192		30	32	35.5	41.5	-	51	44
27	6000	117	-24	0.51	208		36.5	38	43	50.5	88	63	55
						Температуры поверхности противообледенителя, °С, замеренные в концевом сечении							
	<i>H</i>		<i>tне</i>	<i>G-бсекц</i>	<i>Tбсекция</i>	№ датч. <i>S, мм</i>	46	45	44	43	11*	42	41
	<i>м</i>	<i>м/с</i>	°С	<i>кг/с</i>	°С		472	354	236	118	0	115	230
10	1000	125	7	0.92	208		38.5	40.5	45	49.5	81.5	59.5	57
11	2000	125	9	0.78	215		37	39.5	43.5	50	81.5	59	53
12	3000	120	-9	0.75	200		24	25	29	35	69	47	41
13	4000	108	9	0.64	195		43	45.5	50	56	95	71	64
14	5000	130	-20	0.53	216		10	12.5	17.5	25	61	37.5	30
15	7000	130	-33	0.41	219		0	2.5	7.5	15	-	27.5	-
16	9000	120	-54	0.35	243		-10	-8	0	12	55	27	13
17	9000	91	-39	0.38	167		-11	-10	-5	4	41	19	11
23	1000	118	-3	0.74	177		24	26.5	29.5	33	-	42	38
24	1000	125	-3	0.91	217		32	34	37.5	42	-	54	50
25	1000	120	-3	0.9	217		-	-	-	-	-	-	-
26	3000	120	-9	0.6	192		21	23	26.5	32.5	-	42	35
27	6000	117	-24	0.51	208		12.5	14	19	26.5	64	39	31

Таблица 4.2.3 П1

						Перепады температур поверхности противообледенителя, °С, замеренные в концевом сечении							
	<i>H</i>	<i>V *cos30°</i>	<i>tне</i>	<i>G_{5-бсекц}</i>	<i>T_{5,бсекция}</i>	№ датч.	52	51	50	49	12*	48	47
	<i>М</i>	<i>м/с</i>	°С	<i>кг/с</i>	°С	<i>S, мм</i>	360	240	180	90	0	90	180
10	1000	125	7	0.92	208		28.5	30	32	39.5	70.5	45.5	34
11	2000	125	9	0.78	215		23.5	25	27.5	36	66	41	30.5
12	3000	120	-9	0.75	200		29	31	33	41	68	49	37
13	4000	108	9	0.64	195		31	32	34	45	74.5	54	41
14	5000	130	-20	0.53	216		27.5	29	31	40	71	46.5	33.5
15	7000	130	-33	0.41	219		37	35.5	33	43.5	-	45.5	34
16	9000	120	-54	0.35	243		41	41	45	60	93	69	52
17	9000	91	-39	0.38	167		24	24	27.5	39	68	49	36.5
23	1000	118	-3	0.74	177		25.5	24.5	26	31.5	-	35	26
24	1000	125	-3	0.91	217		31	31	34	40.5	-	46	34
25	1000	120	-3	0.90	217		-	-	-	-	-	-	-
26	3000	120	-9	0.60	192		27.5	27.5	29	38	-	41	28
27	6000	117	-24	0.51	208		33	34	37	47	76	54	40.5
						Температуры поверхности противообледенителя, °С, замеренные в кон- цевом сечении							
	<i>H</i>	<i>V *cos30°</i>	<i>tне</i>	<i>G-бсекц</i>	<i>Tбсекция</i>	№ датч.	52	51	50	49	12*	48	47
	<i>М</i>	<i>м/с</i>	°С	<i>кг/с</i>	°С	<i>S, мм</i>	360	240	180	90	0	90	180
10	1000	125	7	0.92	208		35.5	37	39	46.5	77.5	52.5	41
11	2000	125	9	0.78	215		32.5	34	36.5	45	75	50	39.5
12	3000	120	-9	0.75	200		20	22	24	32	59	40	28
13	4000	108	9	0.64	195		40	41	43	54	83.5	63	50
14	5000	130	-20	0.53	216		7.5	9	11	20	51	26.5	13.5
15	7000	130	-33	0.41	219		4	2.5	0	10.5	-	12.5	1
16	9000	120	-54	0.35	243		-13	-13	-9	6	39	15	-2
17	9000	91	-39	0.38	167		-15	-15	-11.5	0	29	10	-2.5
23	1000	118	-3	0.74	177		22.5	21.5	23	28.5	-	32	23
24	1000	125	-3	0.91	217		28	28	31	37.5	-	43	31
25	1000	120	-3	0.9	217		-	-	-	-	-	-	-
26	3000	120	-9	0.6	192		18.5	18.5	20	29	-	32	19
27	6000	117	-24	0.51	208		9	10	13	23	52	30	16.5

4. Результаты расчетов

4.1. Выбор математической модели расчетного элемента

4.1.1. Реализованная в программе и принятая в расчетах математическая модель определения относительных давлений на поверхности профиля при обтекании его набегающим потоком воздуха предполагает, что расчет выполняется для:

- бесконечного *изолированного* профиля;
- профиль обтекает *несжимаемым* набегающим потоком воздуха
- не учитывается *стреловидность* профиля относительно вектора скорости набегающего потока;
- В *концевой точке крыла* при $X_{отн}=1$ требуется, чтобы координаты верхней и нижней поверхности были равны, т.е. выполнения условия:

$$Y_{отн\ верх} = Y_{отн\ нижн.}$$

4.1.2. Реальная конструкция:

- выполнена в компоновке «крыло + фюзеляж», при этом происходят такие явления как: интерференция крыла с фюзеляжем, концевые эффекты, снос потока бесконечного *изолированного* профиля;
- профиль обтекает *сжимаемым* набегающим потоком воздуха
- крыло *стреловидное*, угол стреловидности равен 30° ;
- В *концевой точке крыла*, не выполняется условие:

$$Y_{отн\ верх} = Y_{отн\ нижн.}, \quad \text{при } X_{отн}=1$$

4.1.3. При выполнении расчетов, указанные в п. 4.1.1, допущения учтены либо в виде поправочных коэффициентов, либо они являются несущественными и практически не влияют на тепловое состояние противобледенителя, что подтверждено предварительными расчетами и обосновывается далее:

- так как расчетный элемент находится в зоне, где интерференция крыла с фюзеляжем практически отсутствует, то обтекание сечений 3П и 2П можно рассматривать, как обтекание бесконечного изолированного профиля; в сечении 1П сказываются концевые эффекты (что подтверждено различием режима обтекания нижней поверхности в сечениях 3П, 2П и в концевом сечении 1П);
- влиянием *сжимаемости* можно пренебречь ввиду того, что при значениях $M_{\max} \leq 0.48$ влияние сжимаемости на распределение относительных давлений незначительно (учет стреловидности крыла (угол между расчетным сечением, расположенным по нормали к передней кромке, и вектором скорости набегающего потока) выполнен путем преобразования заданной расчетной скорости относительно вектора скорости набегающего потока в виде:

$$V_{\text{расч}} = V_{\text{пол}} \cdot \cos \chi$$

- выполнено преобразование координат в концевой точке в виде условия:

$$Y_{отн\ верх} = Y_{отн\ нижн.}, \quad \text{при } X_{отн}=1,$$

таким образом, чтобы изменение распределений относительных давлений преобразованного профиля относительно истинного было минимальным.

4.1.4. *Распределение коэффициента подъемной силы C_u по сечениям принято постоянным* для всех расчетных режимов в связи с отсутствием данных в полетах.

Такое допущение является корректным, т.к. в анализируемых полетах максимальное значение числа $M_{\max} \leq 0.48$, среднее значение по режимам $M_{\text{ср}} \leq 0.42$, дисперсия 0.0012, а как показали расчеты изменение значений M в представленном диапазоне незначительно влияет на распределение S_u по размаху крыла и, таким образом, практически не меняет тепловое состояние противообледенителя.

- 4.1.5. *Режимы обтекания профиля набегающим потоком воздуха верхней и нижней поверхности* определялись путем сравнения температур поверхности противообледенителя, полученных в расчетах с результатами летных испытаний при различных режимах обтекания.

Как показали результаты, при расчете данного конструктивного элемента:

- на верхней поверхности для всех исследуемых сечений режим обтекания с высокой точностью описывается теорией, соответствующей турбулентному обтеканию (классическая теория, для профилей с углом стреловидности $\leq 30^\circ$);
- на нижней поверхности режим течения зависит от внешних параметров, положения и толщины профиля: для сечений 3П и 2П, режим течения в большинстве полетов описывается переходной теорией обтекания с уточненными значениями границ зоны ламинарного и турбулентного течений; для сечения 1П (концевая зона крыла) режим течения соответствует турбулентной теории обтекания

- 4.1.6. *Определялся поправочный коэффициент изменения коэффициента внутренней теплоотдачи, учитывающий удар струи ($K_{\text{попр } \alpha \text{ внутр.}}$).*

В настоящей конструкции ПОС выдув воздуха в гофры по диаметру раздаточной трубы осуществляется через несколько отверстий, что требует введение поправочного коэффициента, учитывающего эффект удара струи.

Т.к. теоретическое значение этого значения на уровне заложенной математической модели не поддержано, выбор поправочного коэффициента определялся путем расчетов для различных значений $K_{\text{попр } \alpha \text{ внеш.}}$.

По результатам расчетов сходимость температур достигается при:

$$K_{\text{попр } \alpha \text{ внутр.}} = 0.7$$

- 4.1.7. Установлено следующее соответствие между номерами сечений, приведенных на рис. 3.1.2, и номерами расчетных сечений, приведенными в таб. 3.1.3.:

1-ое расчетное сечение соответствует сечению 3П;

2-ое расчетное сечение соответствует сечению 2П;

4-ое расчетное сечение соответствует сечению 1П.

4.2. Сравнение результатов расчетов с результатами летных испытаний.

- 4.2.1. На графиках 4.2.3П.5, 4.2.3П.7, 4.2.3П.9, 4.2.2П.2, 4.2.2П.5, 4.2.2П.12, 4.2.1П.4, 4.2.1П.8, 4.2.1П.9 представлены сравнительные результаты значений температур поверхности противообледенителя, полученные в расчетах с результатами летных испытаний в соответствии с перечнем полетов, приведенным в таблице:

Графики распределения температур даны последовательно по каждому сечению. Порядок расположения графиков по полетам приведен в последовательности увеличения высоты полета H :

сеч 3П представлено графиками 4.2.3П.5 - 4.2.3П.7; 4.2.3П.9

сеч 2П представлено графиками 4.2.2П.2 – 4.2.2П.5; 4.2.2.П12
 сеч 1П представлено графиками 4.2.1П.4 – 4.2.3П.8. 4.2.1П9

Примечание.

На указанных графиках распределения температур отрицательная ось по образующей профиля «-S» соответствует верхней поверхности, положительная «+S» - нижней.

- 4.2.2. Расчеты выполнены по значениям внешних параметров полета и параметрам горячего воздуха, представленным в табл. 4.2.2.
- 4.2.3. Типовые исходные данные элемента, по которым выполнены расчеты, приведены в табл.4.1.9., где переменными являются: параметры полетов - скорость, высота, температура наружного воздуха; параметры горячего воздуха - суммарный расход и температура воздуха, подаваемого на 5 и 6 секции.

Кроме геометрических параметров элемента по расчетным сечениям в таблице 4.1.9 приведены значения, моделирующие характер обтекания профиля набегающим потоком воздуха и коэффициенты расхода воздуха, моделирующие отличие геометрических параметров гофра (шаг и ширину) в расчетном сечении от одноименных усредненных параметров, заданных по участкам (параметры гофров по длине элемента приведены в табл.4.1.4).

- 4.2.4. Значения замеренных в полетах температур по сечениям приведены в таблицах 4.2.3П3, 4.2.3.П2, 4.2.3.П1.
- 4.2.5. Как показали результаты анализа, при расчете данного конструктивного элемента достигнута высокая сходимость результатов расчетов с результатами, полученными в летных испытаниях

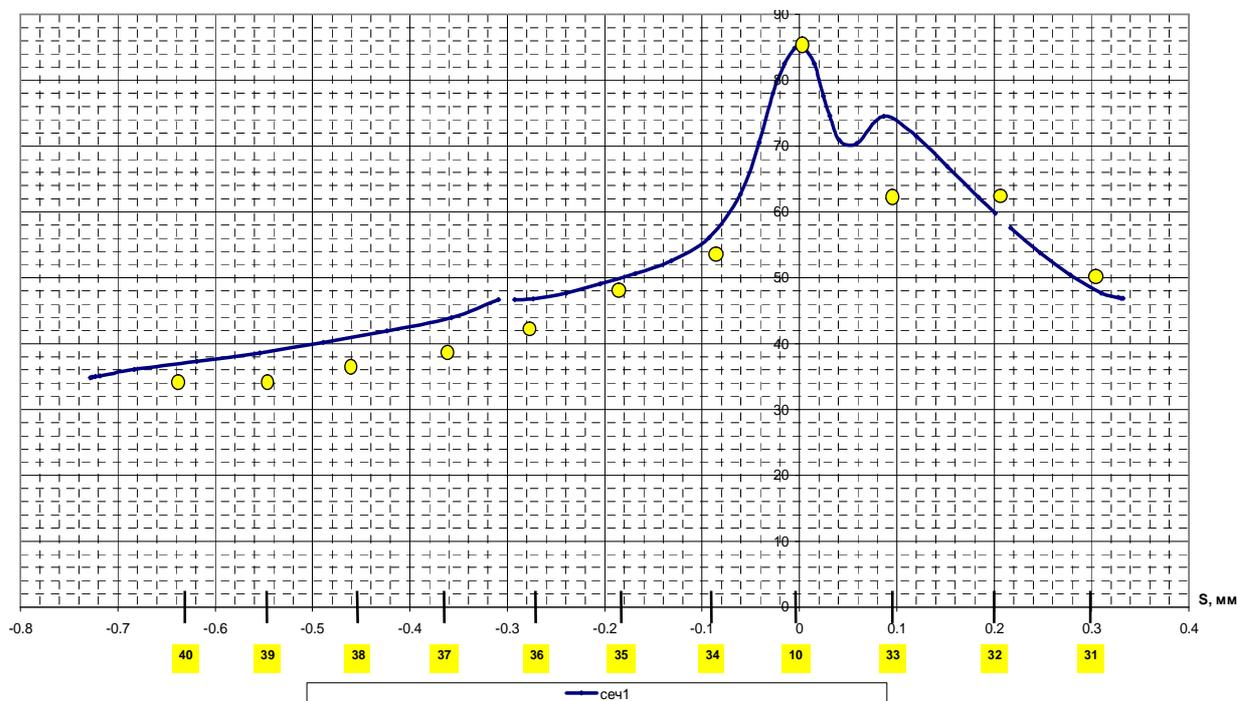


Рис. 4.2.3П.5. Сравнение расчетных температур поверхности противобледенителя с результатами испытаний, H=2000 м. Vрасч.=125м/с Tнв=-9°С

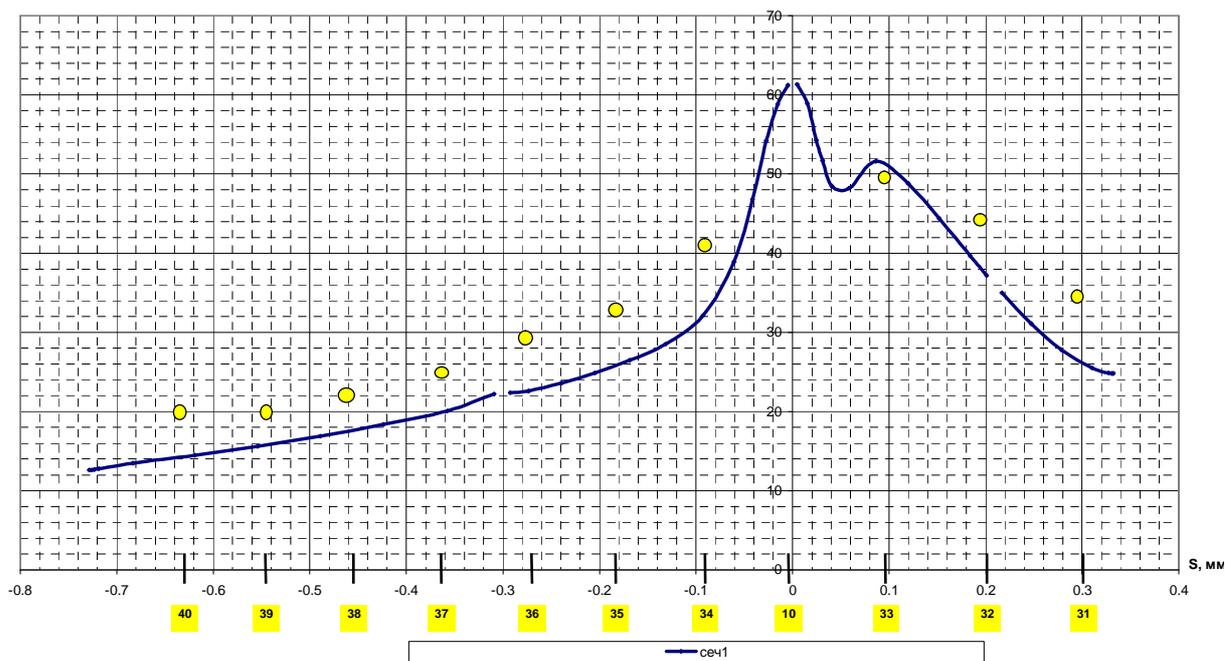


Рис. 4.2.3П.7. Сравнение расчетных температур поверхности противообледенителя с результатами испытаний, $H=3000\text{м}$. $V_{\text{расч.}}=120\text{м/с}$
 $T_{\text{нв}}=9^{\circ}\text{C}$

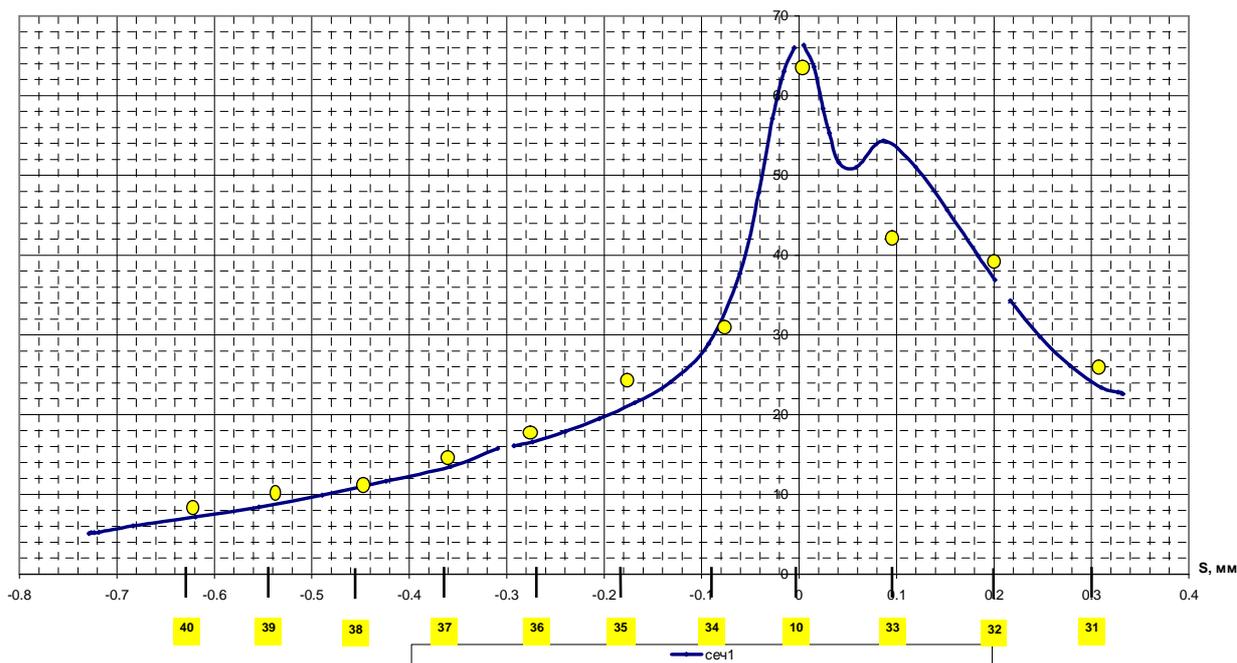


Рис. 4.2.3П.9. Сравнение расчетных температур поверхности противообледенителя с результатами испытаний, $H=5000\text{м}$. $V_{\text{расч.}}=130\text{м/с}$ $T_{\text{нв}}=-20^{\circ}\text{C}$

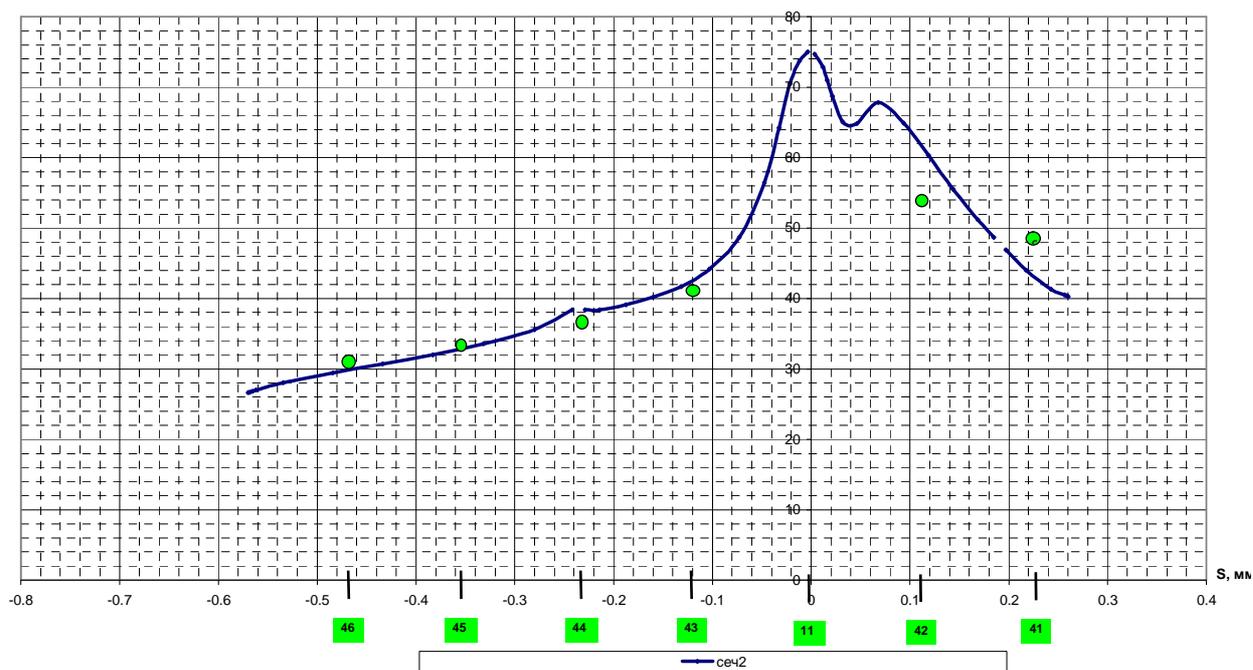


Рис. 4.2.3П.2. Сравнение расчетных температур поверхности противообледенителя с результатами испытаний, $H=1000\text{м}$. $V_{\text{расч.}}=125\text{м/с}$ $T_{\text{нв}}=-3^{\circ}\text{C}$

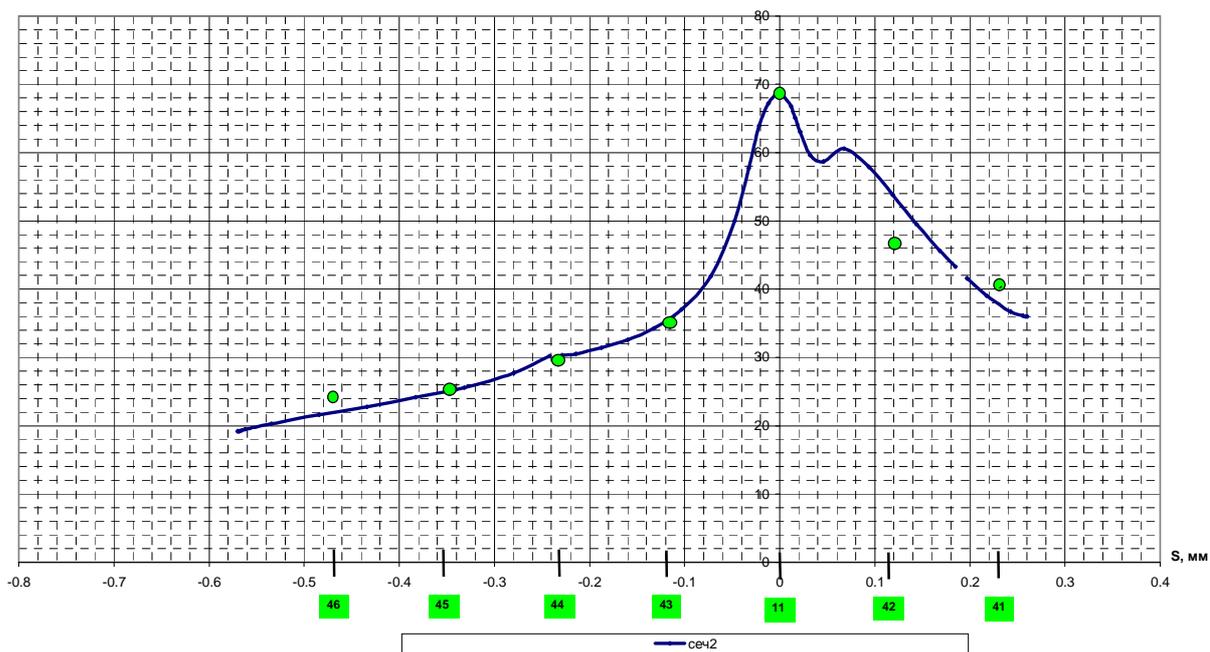


Рис. 4.2.2П.5. Сравнение расчетных температур поверхности противообледенителя с результатами испытаний, $H=3000\text{м}$. $V_{\text{расч.}}=120\text{м/с}$ $T_{\text{нв}}=-9^{\circ}\text{C}$

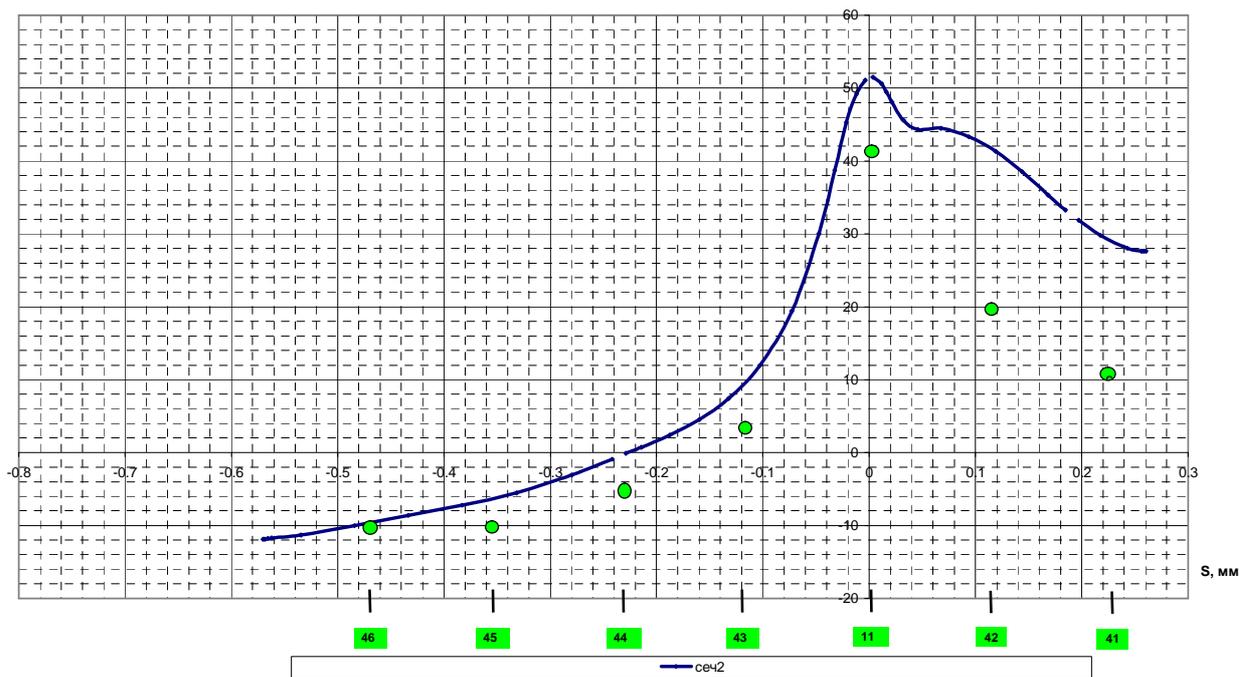


Рис. 4.2.2П.12. Сравнение расчетных температур поверхности противообледенителя с результатами испытаний, H=9000м. $V_{расч.}=91\text{м/с}$ $T_{нв}=-39^\circ\text{C}$

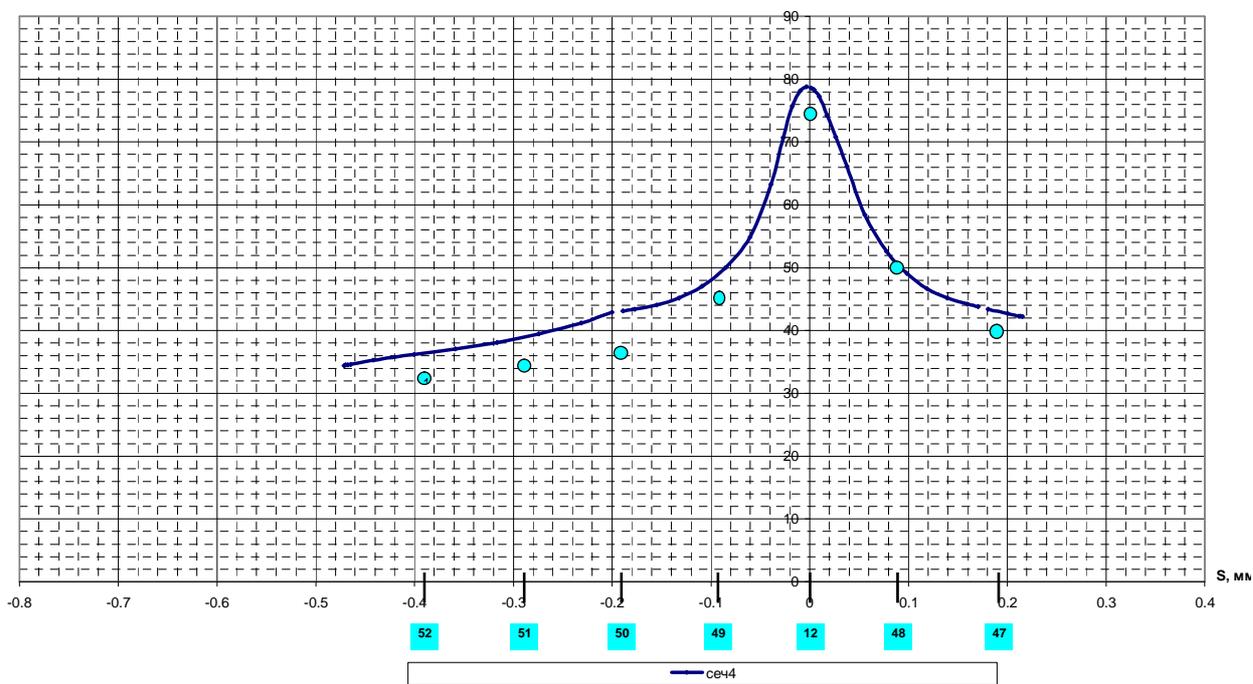


Рис. 4.2.1П.4. Сравнение расчетных температур поверхности противообледенителя с результатами испытаний, H=9000м. $V_{расч.}=130\text{м/с}$ $T_{нв}=-9^\circ\text{C}$

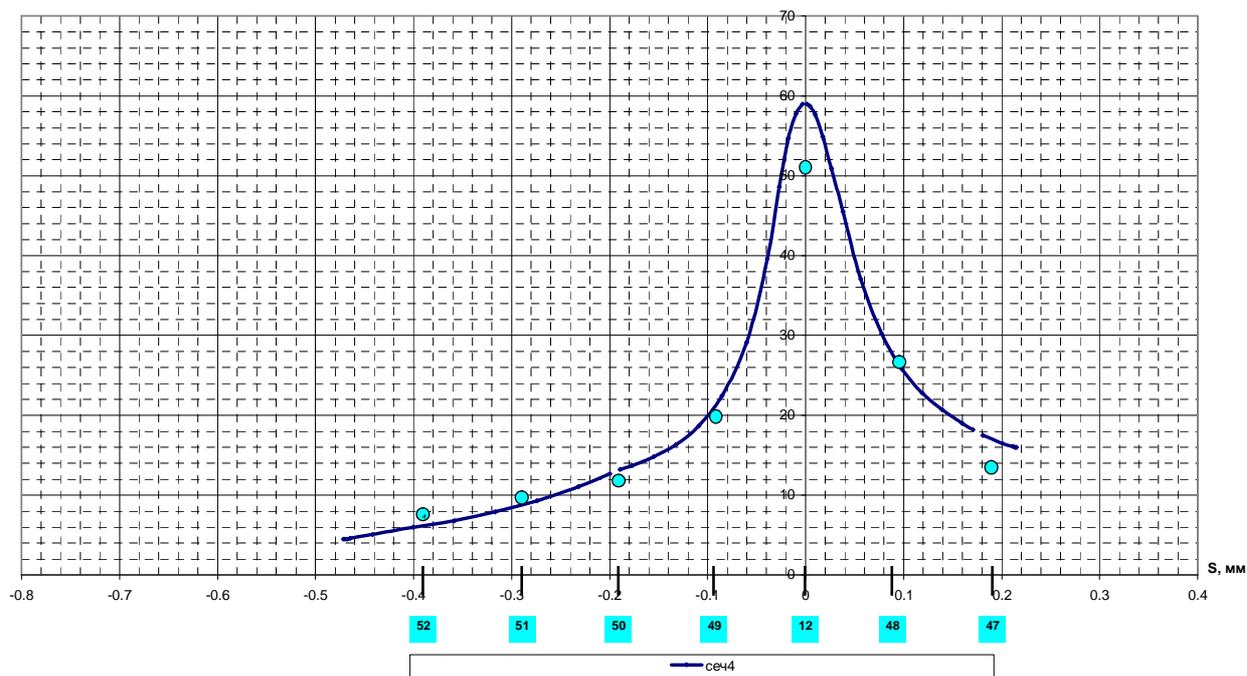


Рис. 4.2.1П.8. Сравнение расчетных температур поверхности противообледенителя с результатами испытаний, $H=5000\text{м}$. $V_{\text{расч.}}=130\text{м/с}$ $T_{\text{нв}}=-20^{\circ}\text{C}$

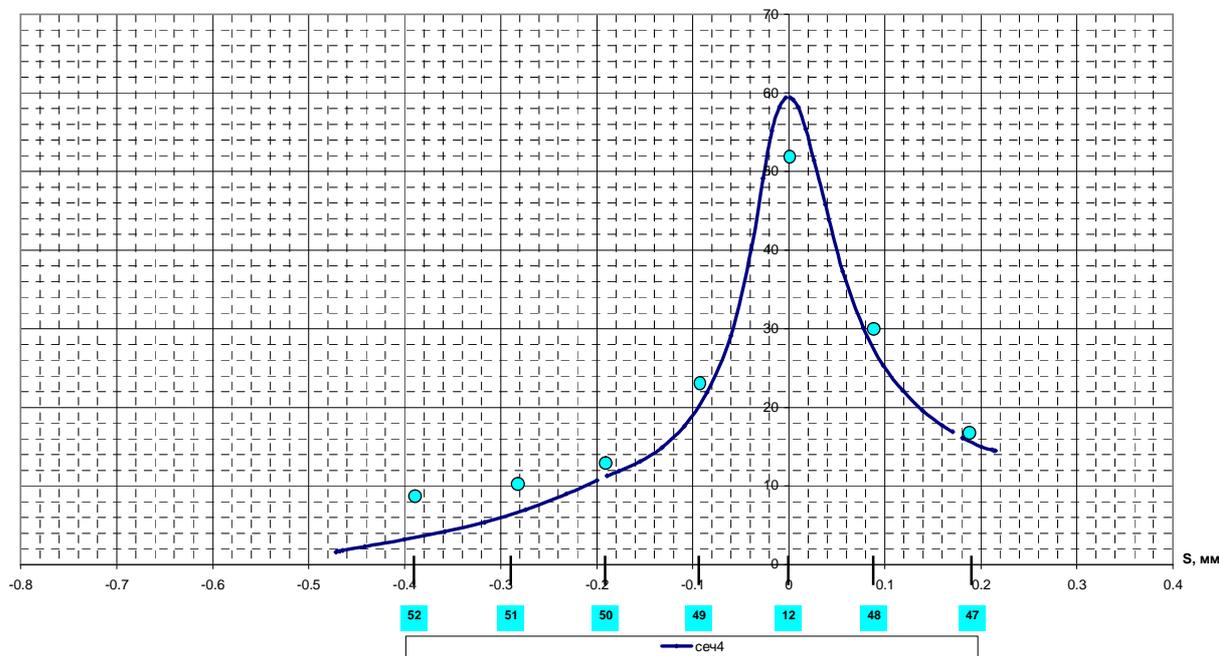


Рис. 4.2.1П.9. Сравнение расчетных температур поверхности противообледенителя с результатами испытаний, $H=6000\text{м}$. $V_{\text{расч.}}=117\text{м/с}$ $T_{\text{нв}}=-24^{\circ}\text{C}$

3. Выводы

- 3.1. Результаты расчетов показали высокую сходимость с результатами летных испытаний (расчеты выполнены по материалам летных испытаний в сухом воздухе ВТ ПОС ПД, установленной на 5-ой и 6-ой секциях предкрылка.
- 3.2. Разработанная математическая модель и соответствующее программное обеспечение могут быть применены для расчета теплового состояния ВТ ПОС подобных конструктивных элементов самолетных противообледенителей.

Список литературы

1. Идельчик И. Е, Справочник по гидравлическим сопротивлениям, Москва, 1992г.
2. Быков, Высотное оборудование, 1972г.
3. Тенишев Р.Х. и др. Противообледенительные системы летательных аппаратов, М.; Машироостроение, 1967.

Рецензент; д-р техн. наук, проф., А.И. Рыженко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков

Поступила в редакцию 04.10.12

Аналіз використання методики теплового розрахунку гофрів літакових протиобмерзлювачів повітряно-теплових систем порівняно з льотними випробуваннями

Виконано порівняння розрахункових значень розподілу температурних полів по носку крила з отриманими при льотних випробуваннях. Визначено область основних розрахункових припущень для оцінювання температурних полів. Досягнуто практичну збіжність розрахункових і експериментальних значень температур як по перетину крила, так і за його розмахом.

Ключові слова: протиобмерзлювачі, гофри, модель теплообміну, програмний блок.

Analysis of Use of Thermal Analysis Techniques of Corrugations of Aircraft Anti-icers of Air Heating Systems compared to Flight Testings

The comparison of the calculated values of the temperature fields' distribution on the wing leading edge with obtained flight tests was represented. The region of the main design allowables to estimate the temperature fields is determined. The practical convergence of the calculated and experimental values of the temperature as for the cross section of the wing, and for its span is achieved.

Keywords: anti-icers, corrugations, heat transfer model, the program block.