

Способ регулирования параметров воздушно – тепловой противообледенительной системы минимизирующей величину отборов от двигателя

АНТК «Антонов»

Традиционным способом поддержания потребных параметров в распределительных сетях воздушных ПОС определяется следующими условиями;

- реализация необходимой мощности теплового потока на единицу защищаемой от обледенения площади;
- достижение потребной раздачи теплового потока вдоль размаха;
- коррекция теплового потока по высоте полёта.

Энергетически система проектируется из условия обеспечения потребной мощности для самого “тяжёлого” случая с точки зрения оседания льда ($T_{нв}$, влажность, время и высота полёта в условиях обледенения). При этом на других режимах полёта идёт завышенный отбор воздуха от двигателей, что ухудшает в ряде случаев их тяговые характеристики, газодинамическую устойчивость и удельный расход топлива.

С появлением цифровых систем регулирования появилась возможность ввести коррекцию потребного давления по температуре наружного воздуха и фактической температуре на защищаемой поверхности.

В этом случае закон изменения давления регулирования за клапаном – регулятором имеет вид: $P_c = (3.3P_H + 0.2) - C(V+D) \cdot (3.3P_H + 0.2)$ кг/см².

Для режима ожидания ($V = 90$ м/с, $H = 4000$ м, $G_{отб. крыло} = 3280$ кг/час

$G_{отб ГО} = 1280$ кг/час, $G_{отб в/з} = 1828$ кг/час, продолжительность режима $\tau = 45$ мин)

$t_c, ^\circ C$	$t_{нв}, ^\circ C$	ЭКОНОМИЯ крыло. %	$G_{эк крыло}$ кг/час	ЭКОНОМИЯ ГО. %	$G_{эк ГО}$ кг/час	ЭКОНОМИЯ в/з. %	$G_{эк в/з}$ кг/час	$G_{эк \Sigma}$ кг/час	$G, \tau = 45$ мин кг/час	ЭКОНОМИЯ
220	-10	30	984	30	384	23	415	1783	1337	28
	-15	30	984	30	384	14	258	1626	1219	25
	-20	20	656	20	256	14	258	1170	877	18
	-30	0	0	0	0	9	166	166	125	3
230	-10	35	1148	30	384	24	432	1964	1473	31
	-15	35	1148	30	384	15	283	1815	1361	28
	-20	23	765	20	256	15	283	1304	978	20
	-30	0	0	0	0	10	191	191	143	3
240	-10	40	1312	30	384	25	448	2144	1608	34
	-15	40	1312	30	384	17	308	2004	1503	31
	-20	27	875	20	256	17	308	1438	1079	23
	-30	0	0	0	0	12	216	216	162	3

Для крейсерского полета ($V = 150$ м/с, $H = 9000$ м, $G_{отб. крыло} = 1780$ кг/час, $G_{отб ГО} = 705$ кг/час, $G_{отб в/з} = 980$ кг/час, продолжительность режима $\tau = 18$ мин)

$t_c, ^\circ\text{C}$	$t_{\text{нв}}, ^\circ\text{C}$	ЭКОНОМИЯ крыло. %	$G_{\text{эк крыло}}$ кг/час	ЭКОНОМИЯ ГО. %	$G_{\text{эк ГО}}$ кг/час	ЭКОНОМИЯ в/з. %	$G_{\text{эк в/з}}$ кг/час	$G_{\text{эк } \Sigma}$ кг/час	$G, \text{ кг}$ $\tau = 45$ мин	ЭКОНОМИЯ
220	-10	0	0	0	212	20	196	196	59	6
	-15	0	0	0	212	11	111	111	33	3
	-20	0	0	0	141	11	111	111	33	3
	-30	0	0	0	0	6	62	62	19	2
230	-10	5	89	0	212	21	204	293	88	8
	-15	5	89	0	212	13	125	214	64	6
	-20	3	59	0	141	13	125	184	55	5
	-30	0	0	0	0	8	76	76	23	2
240	-10	10	178	0	212	22	213	391	117	11
	-15	10	178	0	212	14	138	316	95	9
	-20	7	119	0	141	14	138	257	77	7
	-30	0	0	0	0	9	89	89	27	3

Как видно из приведенных таблиц на критических режимах полёта снижение потребного отбора воздуха может достигать 30 %.

Для реализации идеологии коррекции расхода воздуха по наружному давлению и температуре, фактической температуре на защищаемой поверхности и скорости полёта предложены следующие алгоритмы управления:

Уравнение для расчёта давления за клапаном – регулятором при управлении системой контуром №2

(регулирование давления воздуха, подаваемого в систему, осуществляется в зависимости от ряда параметров $P_c = f(P_H, t_c, V_{\text{ист}}, t_{\text{нв}})$)

Контур №2 должен обеспечивать регулирование давления за клапанами-регуляторами по следующей зависимости:

Для крыла и воздухозаборников:

$$P_c = (3,3P_H + 0,2) - C(B+D) \cdot (3,3P_H + 0,2) \text{ кг/см}^2,$$

где: $B = f(t_c, t_{\text{нв}}, ^\circ\text{C}); \quad D = f(V_{\text{ист}}, \text{ м/с}); \quad C = f(t_{\text{нв}}, ^\circ\text{C})$

Для крыла зависимости **B**, **D** и **C** приведены на рис.1 Приложения 5;

Для воздухозаборников зависимости **B**, **D** и **C** приведены на рис.3 Приложения 5

Контур №2 должен обеспечивать регулирование давления за клапаном-регулятором **стабилизатора** по следующей зависимости:

$$P_c = (3,07P_H + 0,19) - C(B+D) \cdot (3,07P_H + 0,19) \text{ кг/см}^2,$$

где: $B = f(t_c, t_{\text{нв}}, ^\circ\text{C}); \quad D = f(V_{\text{ист}}, \text{ м/с}); \quad C = f(t_{\text{нв}}, ^\circ\text{C})$

Для стабилизатора зависимости **B**, **D** и **C** приведены на рис.2. Приложения 5.

Примечание:

1. $P_{c \text{ max}}$ (кгс/см² абс.) составляет:

- а) для крыла и воздухозаборников двигателей – $(3,3P_H + 0,2)$;
- б) для стабилизатора – $(3,07P_H + 0,19)$;

2. $P_{c \text{ min}}$ (кгс/см² абс.) составляет разницу между:

- а) для крыла и воздухозаборников двигателей $(3,3P_H + 0,2)$ и величиной (F) , равной $C(B+D) \cdot (3,3P_H + 0,2)$;

б) для стабилизатора – $(3,07P_H + 0,19)$ и величиной (E), равной $C(B+D) \cdot (3,07P_H + 0,19)$;

Величины (F) и (E) рассчитываются для конкретных условий полёта, для которых параметры (C), (B) и (D) подбираются для крыла, воздухозаборника и стабилизатора согласно Рис. 1; Рис. 2 – соответственно.

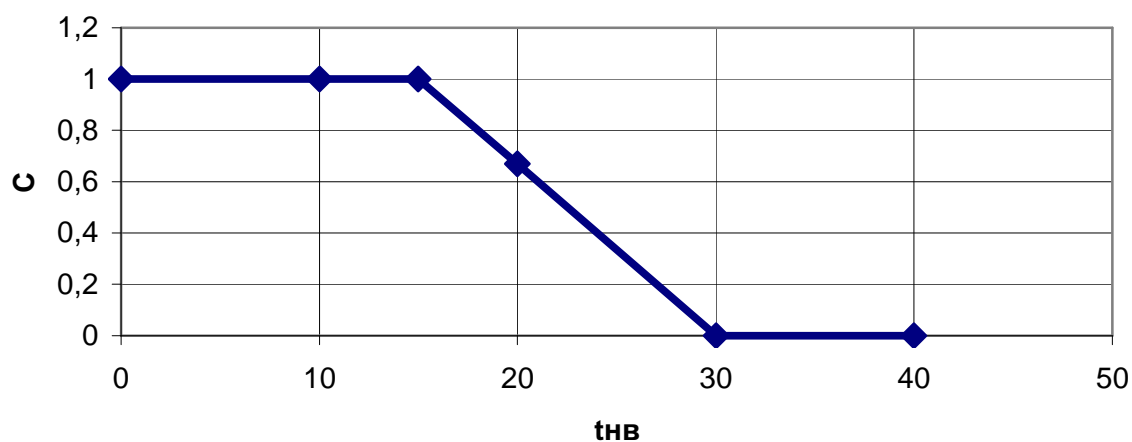
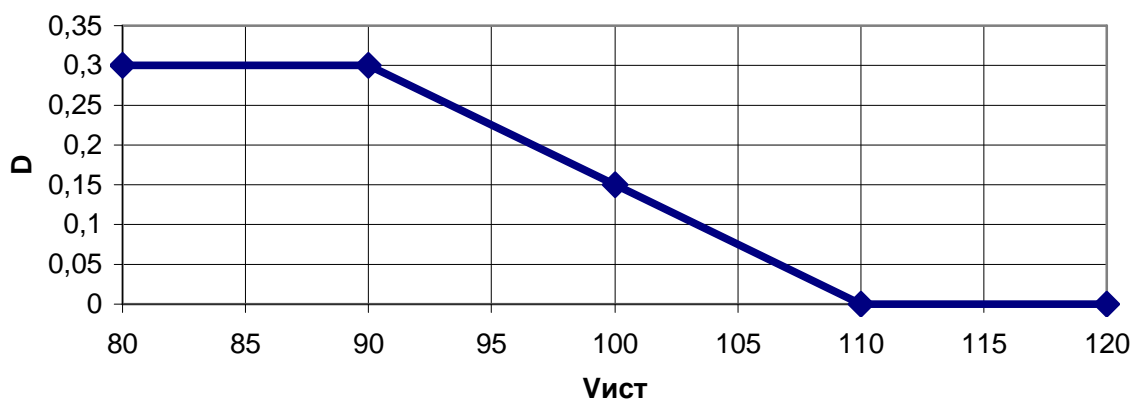
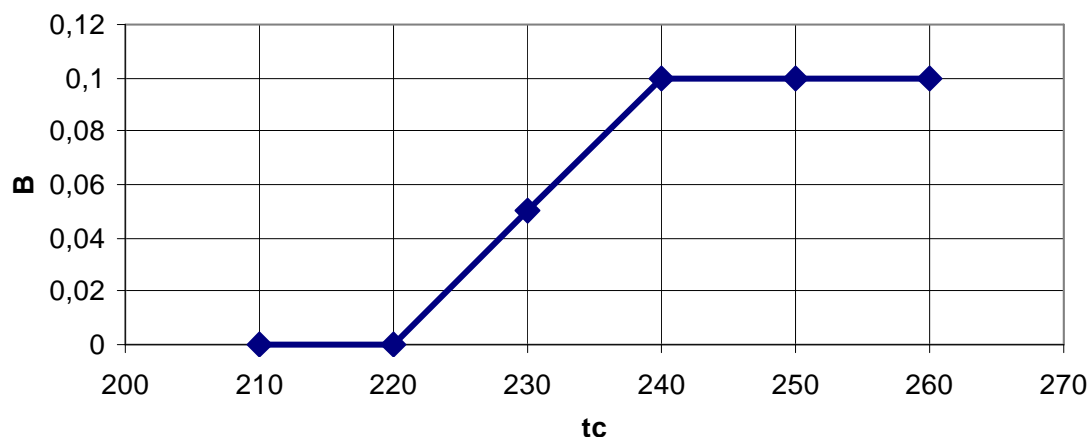


Рис.1 Зависимости коэффициентов B, D и C в формуле регулирования давления за клапанами-регуляторами ПОС крыла

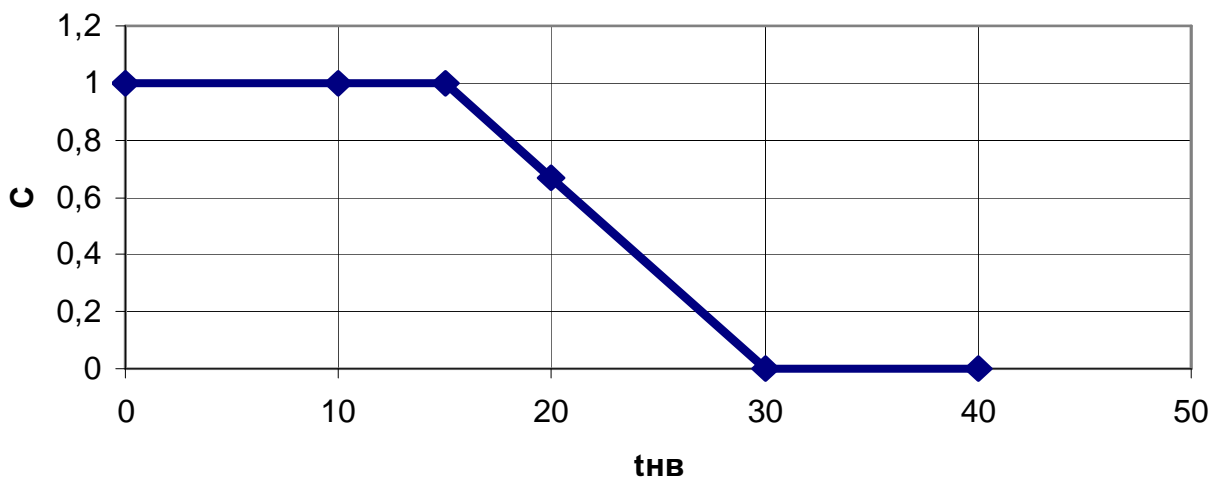
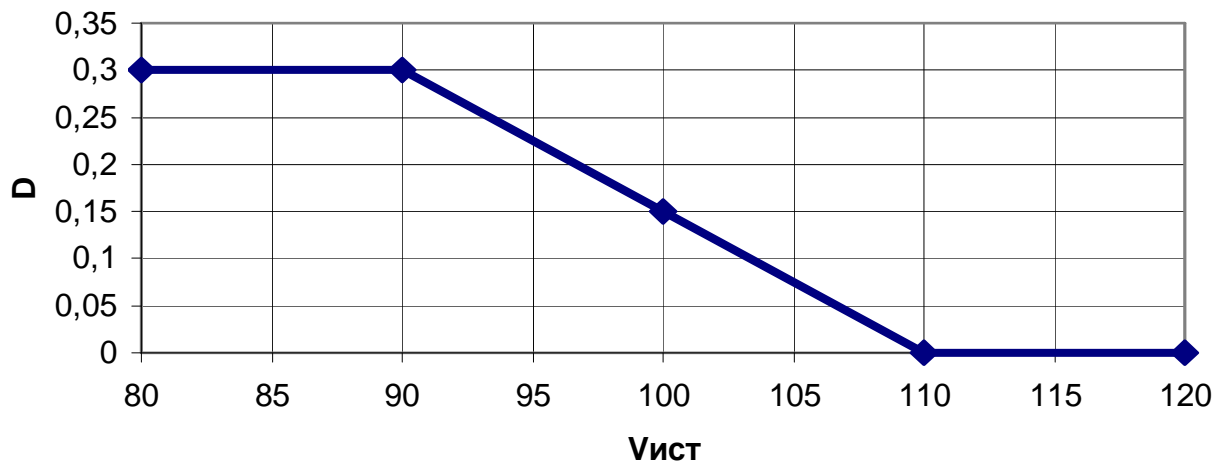
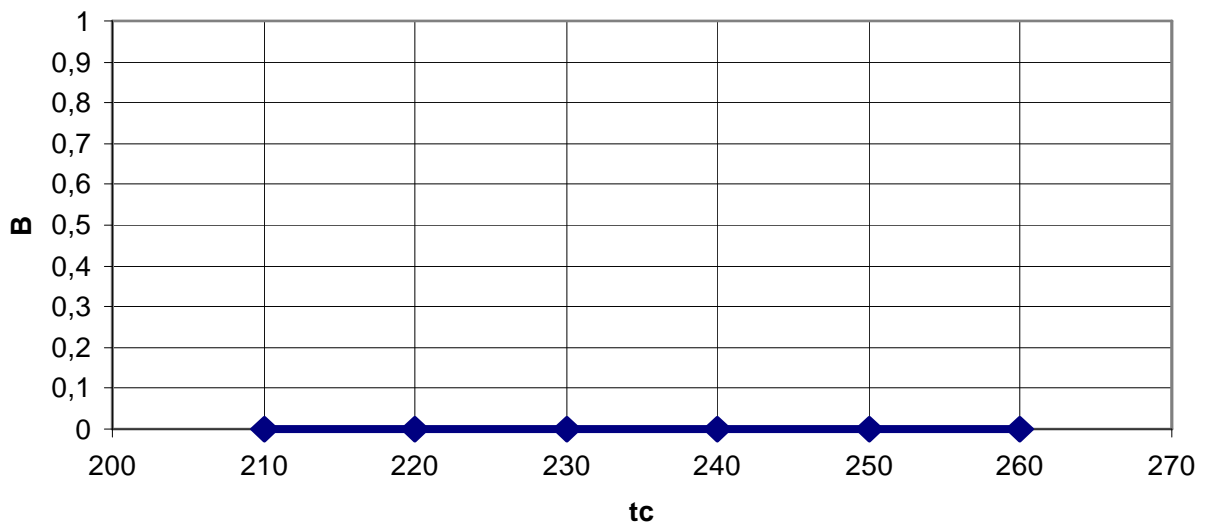


Рис.2 Зависимости коэффициентов В, D и С в формуле регулирования давления за клапаном-регулятором ПОС стабилизатора.

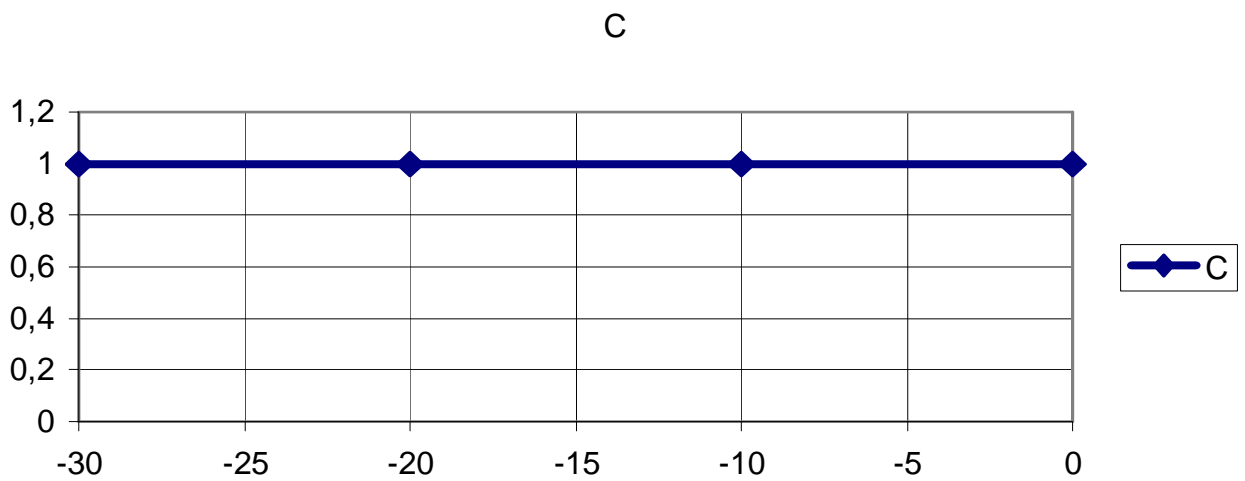
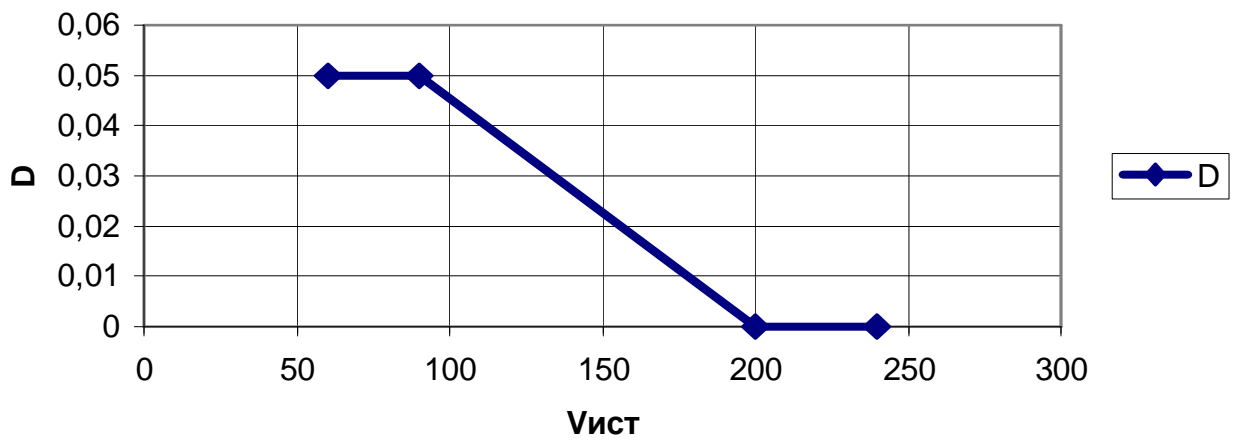
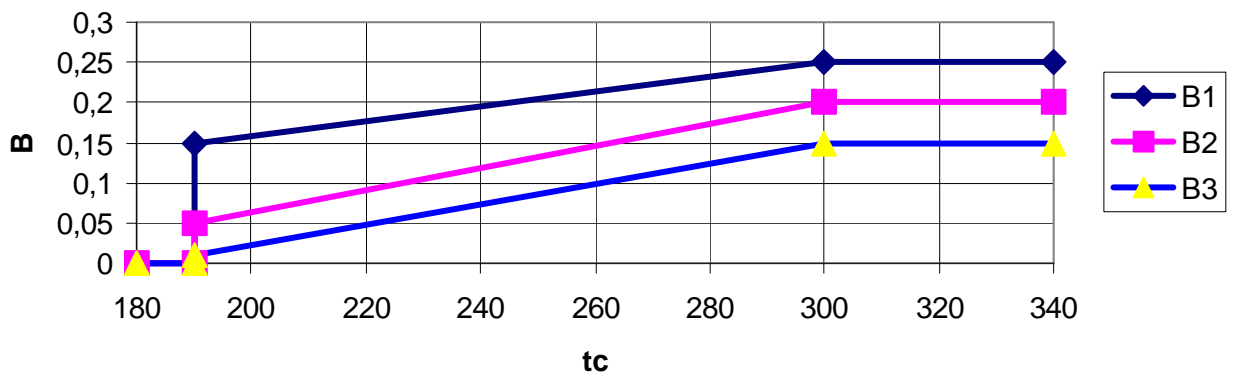


Рис. 3 Зависимости коэффициентов B, D и C в формуле регулирования давления за клапанами-регуляторами ПОС воздухозаборников.

Уравнение для расчёта давления за клапаном – регулятором при управлении системой контуром №1

Контур №1 производит регулирование давления воздуха, подаваемого в систему, в функции от температуры обогреваемой поверхности (t_n), замеренной с помощью штатного датчика температуры [$P_c = f(t_n)$].

На рис. 1, 2, и 3 приведены зависимости потребных температурных перепадов Δt в местах установки штатных датчиков от величины истинной температуры наружного воздуха, необходимых для защиты крыла, стабилизатора и воздухозаборника двигателя от обледенения, где:

$\Delta t = t_{\text{пов}} - t_{\text{нв}}$, - температурный перепад;

$t_{\text{пов}}$ - ($^{\circ}\text{C}$) температура поверхности, замеренная штатным датчиком;

$t_{\text{нв}}$ - ($^{\circ}\text{C}$) истинная температура наружного воздуха (не заторможенная).

Уравнения зависимостей $\Delta t = f(t_{\text{нв}})$, приведенных на рис.1, 2 и 3 имеют вид:

$$\Delta t = ax^2 + bx + c, \quad \text{где } x = t_{\text{нв}} (^{\circ}\text{C}).$$

Значения коэффициентов a , b и c

- для крыла:

$$a = 0.0075 \quad b = - 0.525 \quad c = 27.5;$$

-для стабилизатора

$$a = - 0.0015 \quad b = - 0.36 \quad c = 27.5$$

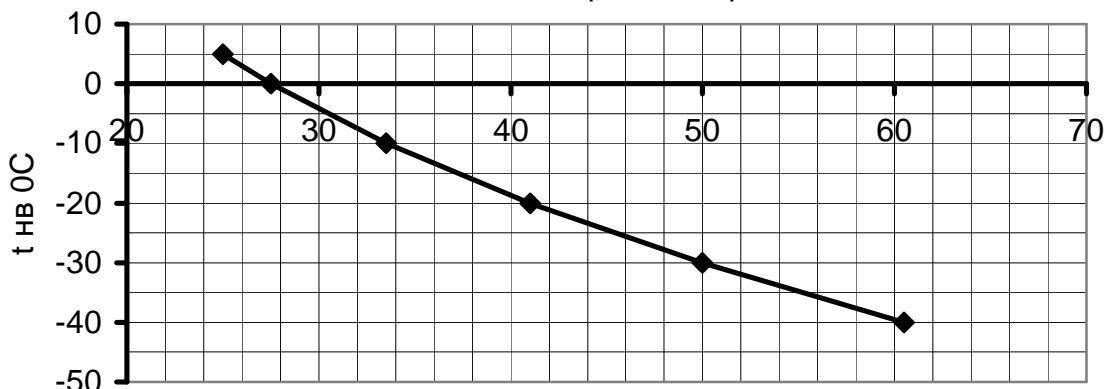
-для воздухозаборника

$$a = 0 \quad b = - 1 \quad c = 20$$

Зависимости, приведенные на рис.1 и 2 справедливы в диапазоне истинных температур наружного воздуха от $- 40^{\circ}\text{C}$ до $+ 5^{\circ}\text{C}$, а зависимость, приведенная на рис.3 справедлива в диапазоне истинных температур наружного воздуха от $- 40^{\circ}\text{C}$ до $+ 10^{\circ}\text{C}$, т.е. в том диапазоне, где разрешено включение системы.

Влияние температуры горячего воздуха, скорости полета и высоты полета учтены непосредственно в приведенных зависимостях и в дополнительной корректировке прибором УУКП-148 не нуждаются.

Потребные температурные перепады для штатного датчика на поверхности крыла

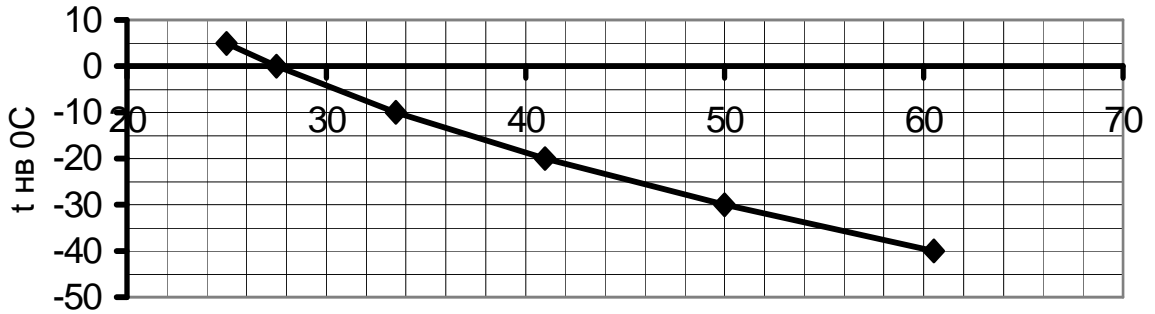


Температурные перепады Δt , град

$$\Delta t = 0.0075x^2 - 0.525x + 27,5$$

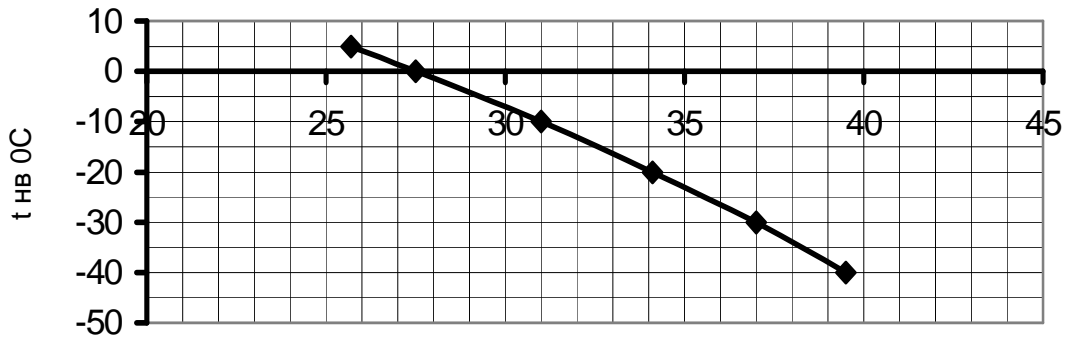
Рис. 4

Потребные температурные перепады для штатного датчика на поверхности крыла



Температурные перепады Δt , град $\Delta t = 0.0075x^2 - 0.525x + 27,5$

Потребные температурные перепады для штатного датчика на поверхности стабилизатора



Температурные перепады Δt , град $\Delta t = -0.0015x^2 - 0.36x + 27,5$

Рис. 6

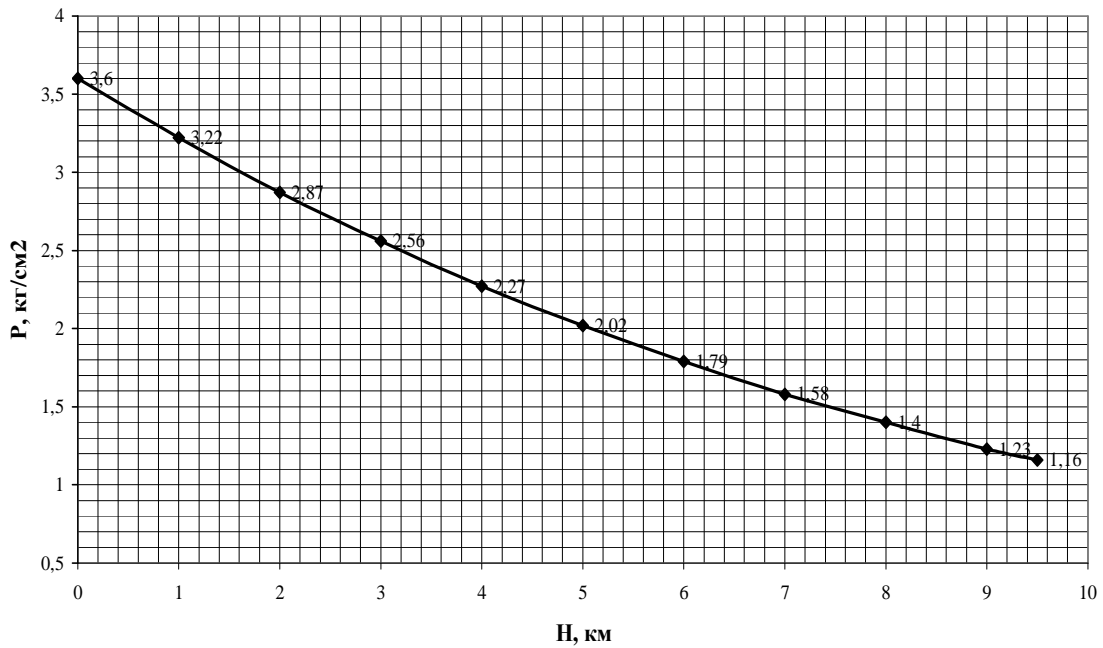


Рис. 7. Подсистема крыло. Закон регулирования $P_{ст\ абс.} = 3,3P_{и} + 0,2$. давление устанавливается на штатном датчике

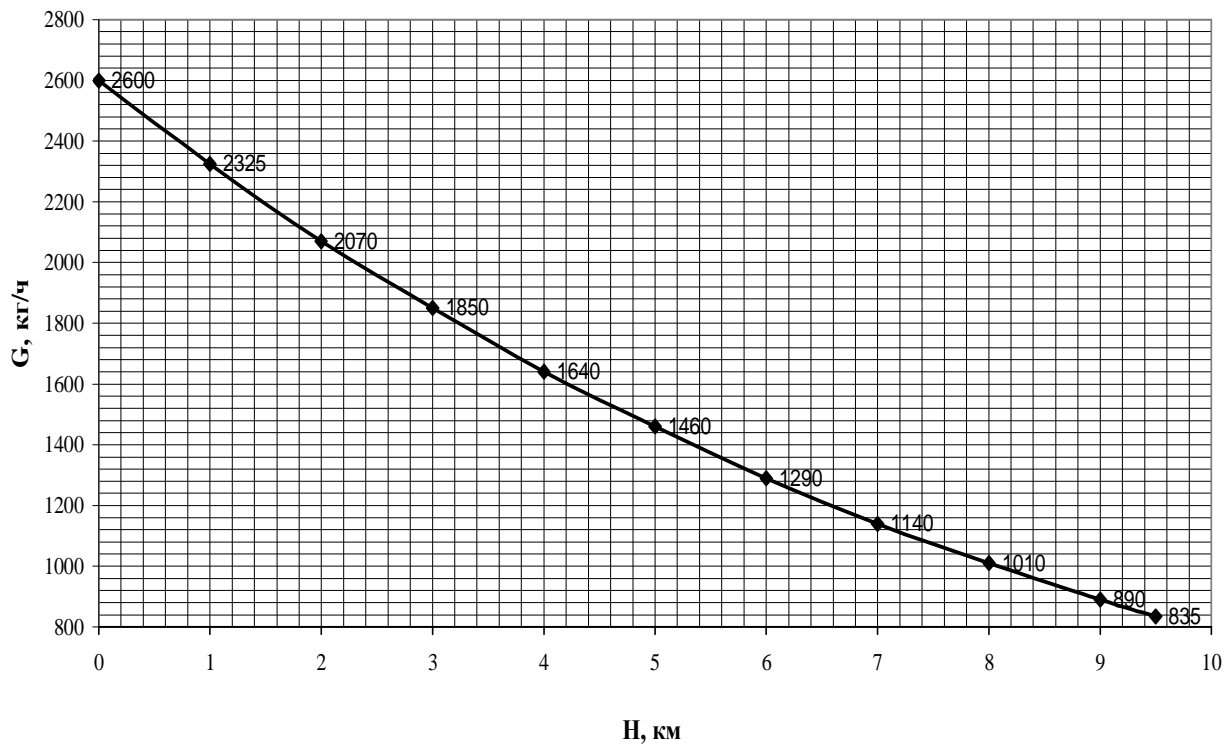


Рис. 8. Зависимость расхода воздуха от высоты полета, для системы полукрыло

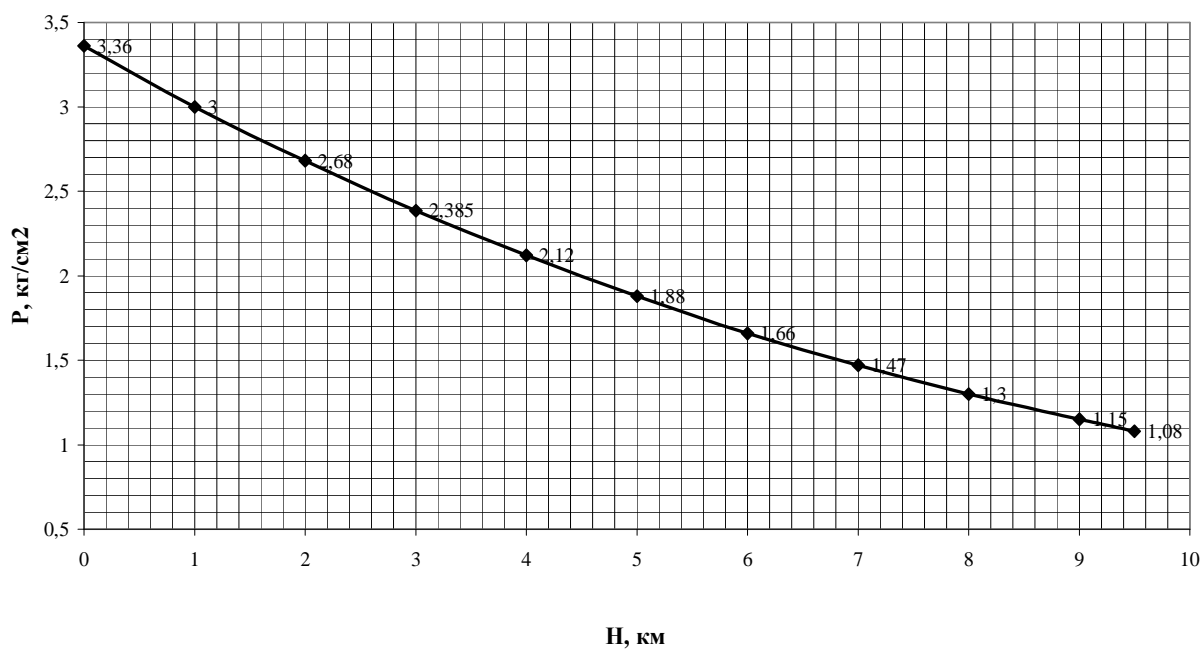


Рис. 9 подсистема горизонтального оперения. Закон регулирования $P_{ст\ абс.} = 3,3P_{ит} + 0,9$ давление устанавливается на штатном датчике

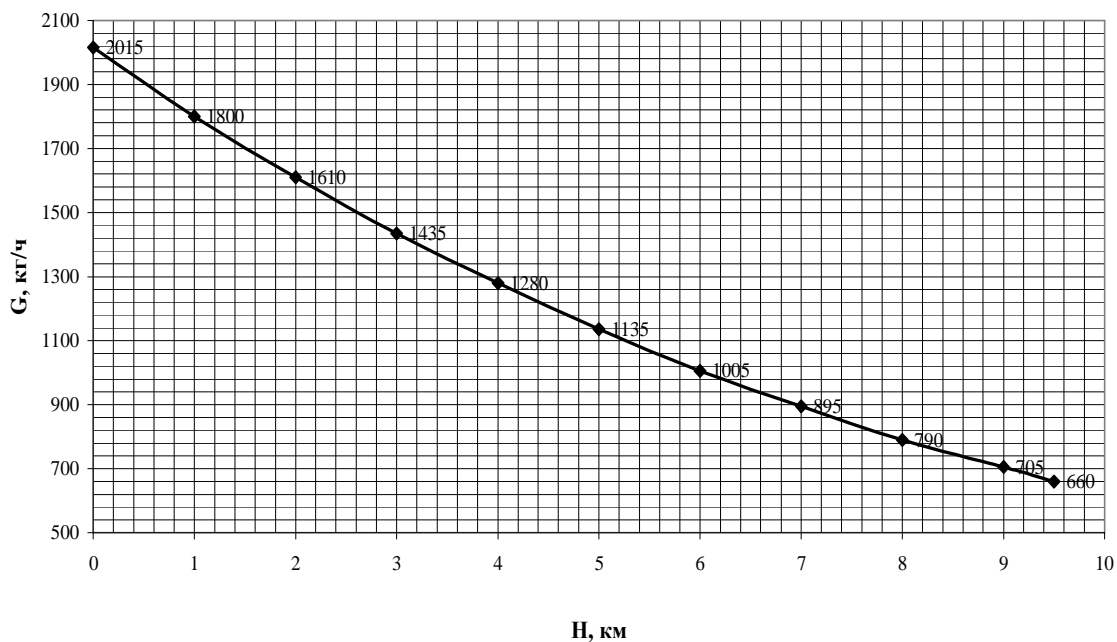


Рис. 10 Зависимость расхода воздуха от высоты полета, для системы горизонтального оперения

Данные алгоритмы проверены в лётных испытаниях, подтвердили свою эффективность.

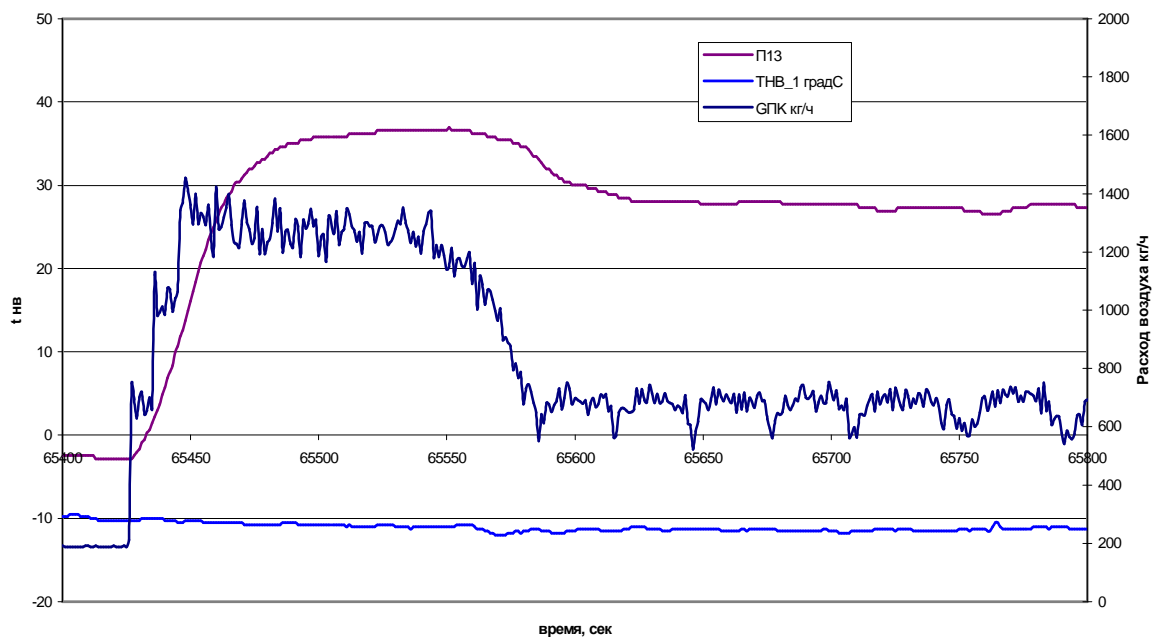


Рис. 11

Выводы

1. Предложен новый способ регулирования параметрами ВТ ПОС существенно снижающий энергетические затраты от маршевых двигательных установок.
2. Предложенные алгоритмы закладывают основу прогнозирования взлётно – посадочных характеристик самолёта при посадке в условиях обледенения при автоматических заходах на посадку.