

Оптимизация энергетических затрат тепловых противообледенительных систем самолета

Государственное предприятие «АНТОНОВ»

Предложен способ регулирования параметров воздушно-тепловой противообледенительной системы самолета, минимизирующий величину отборов воздуха от двигателя.

Ключевые слова: мощность теплового потока, защищаемая поверхность, регулирование давления, температура наружного воздуха.

Принятые обозначения: $t_{нв}$ - температура наружного воздуха; t_c - температура, подаваемого в противообледенители воздуха; Δt_n - температурный перепад на защищаемой поверхности; P_H - атмосферное давление на заданной высоте; P_c - давление за клапаном - регулятором; $V_{ист}$ - скорость самолета относительно воздушной среды; G - расход подаваемого воздуха.

Традиционным способом поддержания потребных параметров в распределительных сетях воздушных противообледенительных систем (ПОС) определяется следующими условиями;

- реализацией необходимой мощности теплового потока на единицу защищаемой от обледенения площади;
- достижением потребной раздачи теплового потока вдоль размаха;
- коррекцией теплового потока по высоте полёта.

Энергетика систем проектируется из условия обеспечения потребной мощности для самого "тяжёлого" случая с точки зрения оседания льда ($t_{нв}$, водность, 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 увеличивает удельный расход топлива.

С целью обеспечения равномерной раздачи горячего воздуха вдоль размаха крыла за регулятором поддерживается давление по закону $P_c = 3,3P_H + 0,2$.

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 $P_c = f(P_H, t_c, V_{ист}, t_{нв})$).

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

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

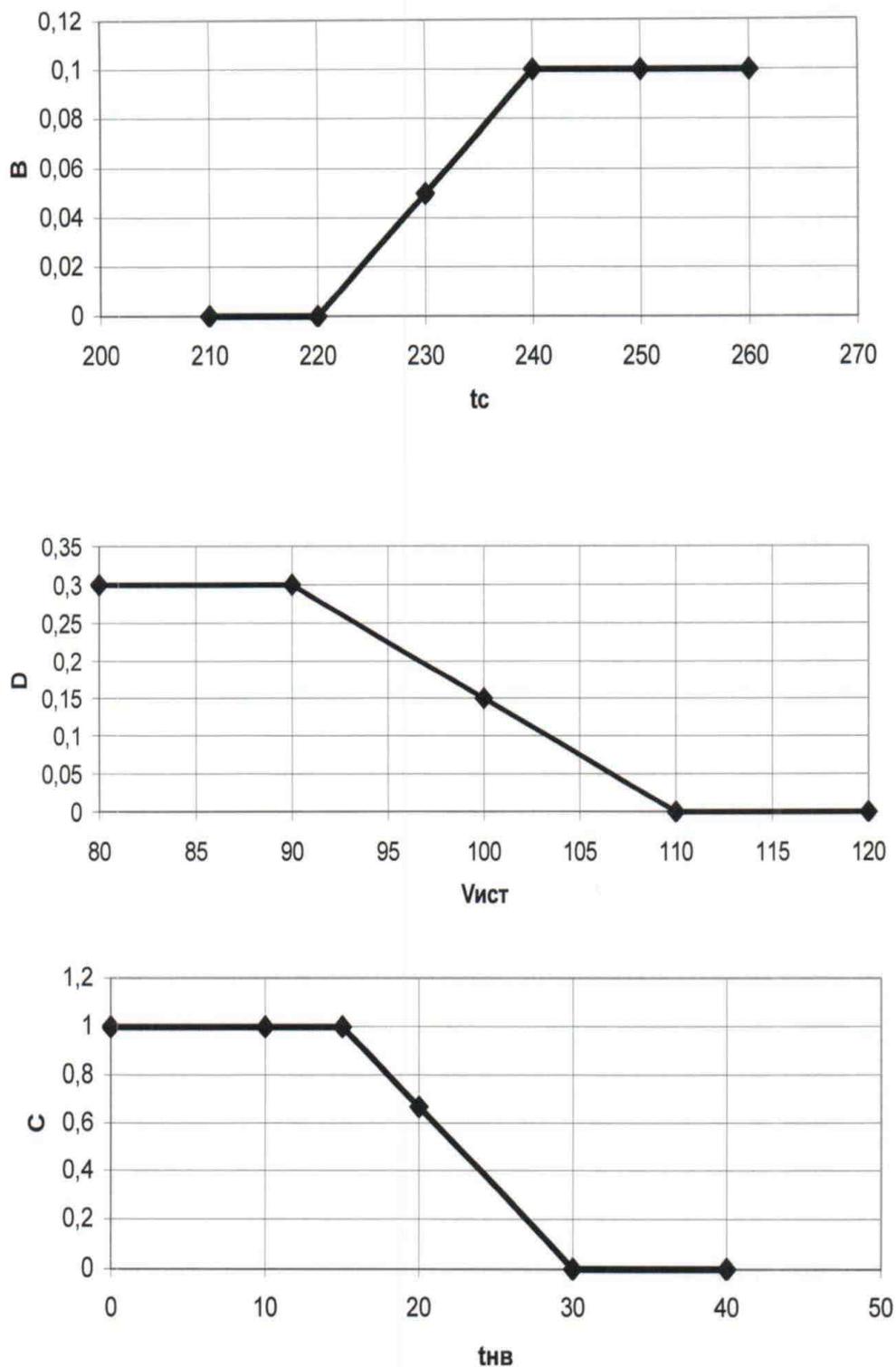


Рис. 1. Зависимости коэффициентов B , D и C в формуле регулирования давления за клапанами-регуляторами ПОС крыла

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

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

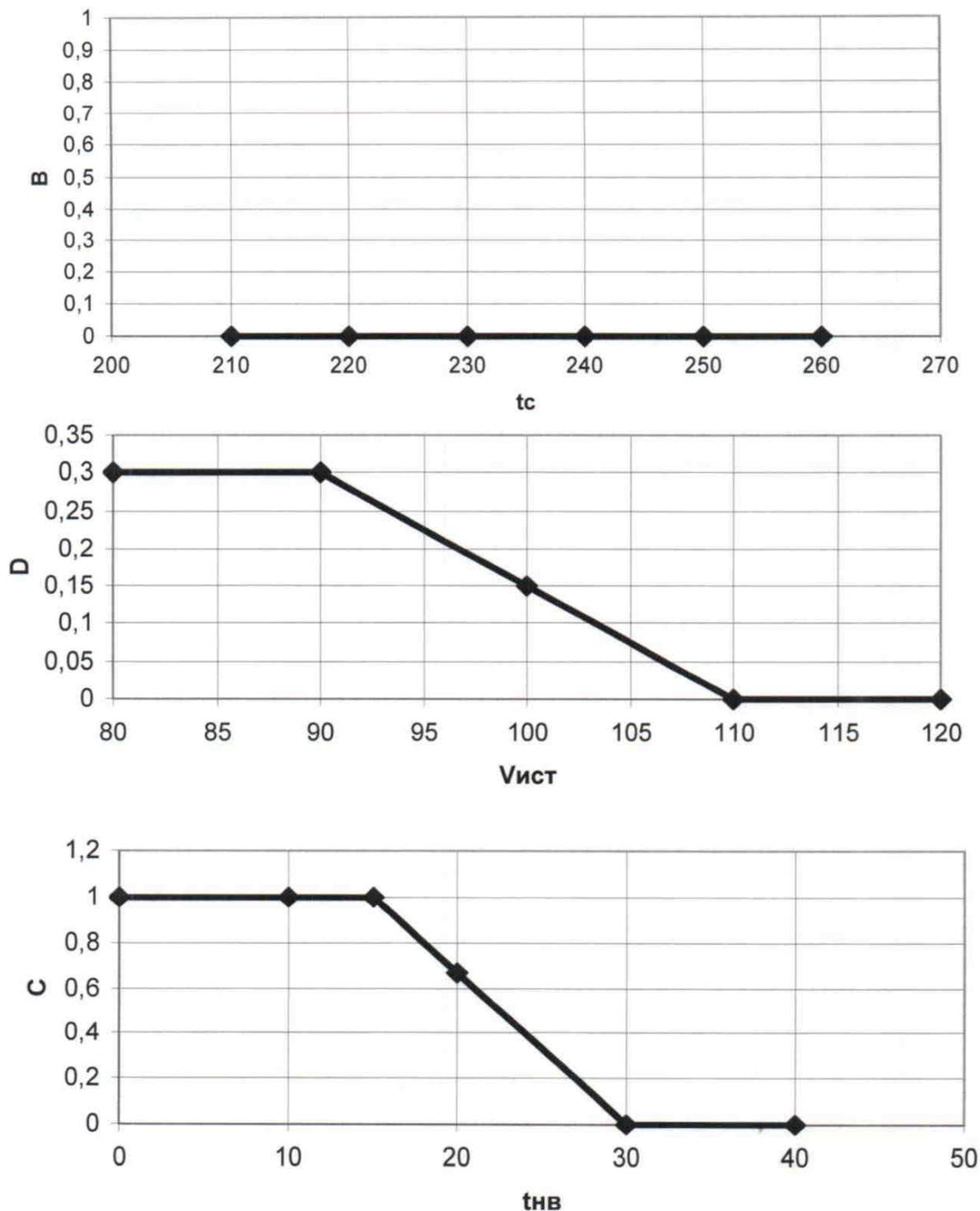


Рис. 2. Зависимости коэффициентов B , D и C в формуле регулирования давления за клапаном-регулятором ПОС стабилизатора

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

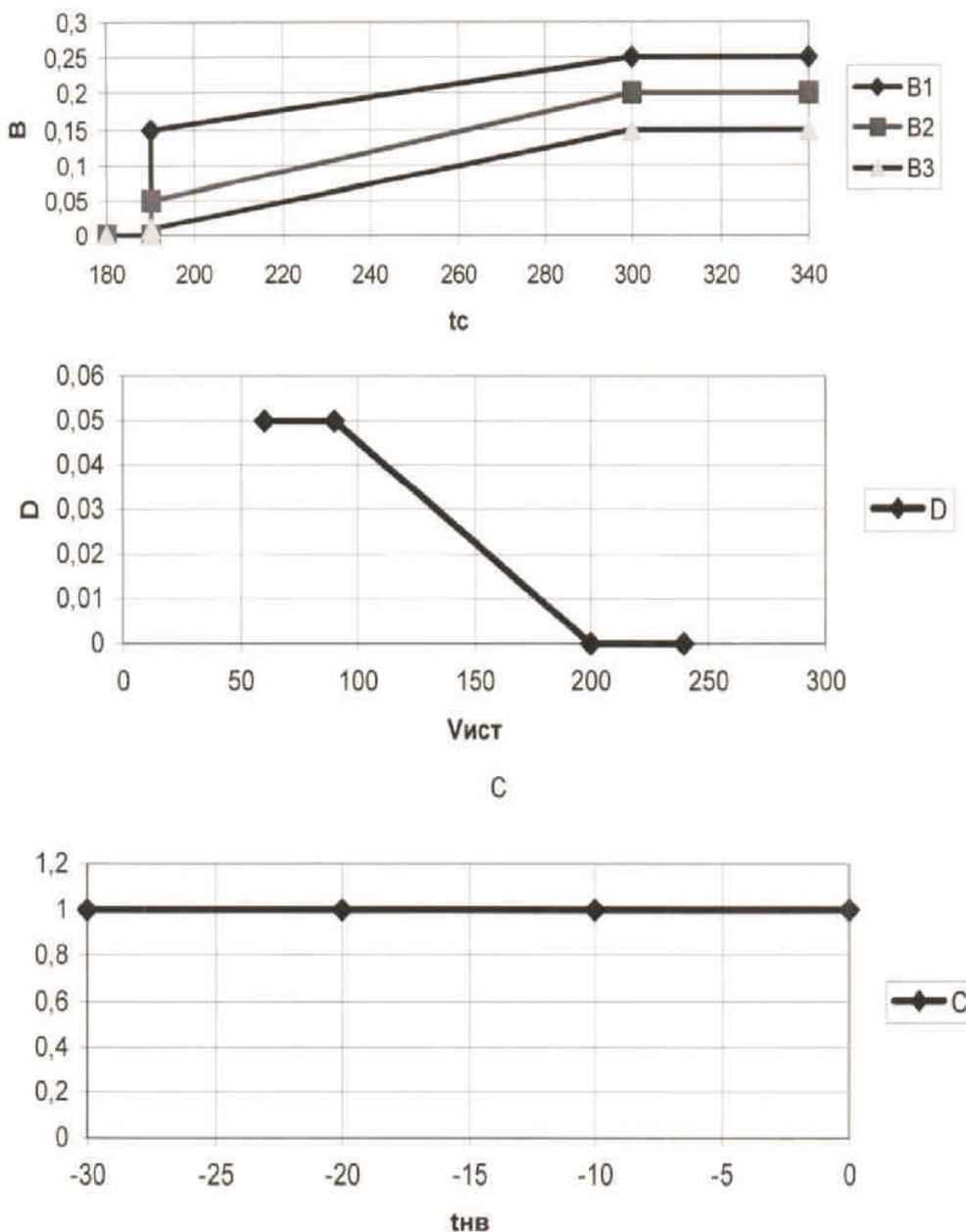


Рис. 3. Зависимости коэффициентов B, D и C в формуле регулирования давления за клапанами-регуляторами ПОС

Примечание:

- 1 – $P_{C \max}$ (кгс/см абс.) составляет:
 - а) для крыла и воздухозаборников двигателей – $(3,3P_H + 0,2)$;
 - б) для стабилизатора – $(3,07P_H + 0,19)$;
- 2 – $P_{C \min}$ (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; рис. 3 - соответственно.

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_{II}), замеренной с помощью штатного датчика температуры [$P_c = f(t_{II})$].

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:

$\Delta t = t_{нов} - t_{нв}$ – температурный перепад;

$t_{нов}$ – (°C) температура поверхности, замеренная штатным датчиком;

$t_{нв}$ – (°C) истинная температура наружного воздуха (не заторможенная).

Уравнения зависимостей $\Delta t = f(t_{нв})$, приведенных на рис. 4 – 6 имеют вид:

$$\Delta t = ax^2 + bx + c,$$

где $x = t_{нв}$ (°C).

Значения коэффициентов a , b и c – для крыла: $a = 0.0075$; $b = - 0,525$; $c = 27.5$;

– для стабилизатора: $a = - 0,0015$; $b = - 0,36$; $c = 27,5$;

– для воздухозаборника: $a = 0$; $b = - 1$; $c = 20$.

Зависимости потребных температурных перепадов для поверхности крыла и стабилизатора справедливы в диапазоне истинных температур наружного воздуха от $- 40^\circ\text{C}$ до $+ 5^\circ\text{C}$, а зависимость для поверхности воздухозаборника 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.

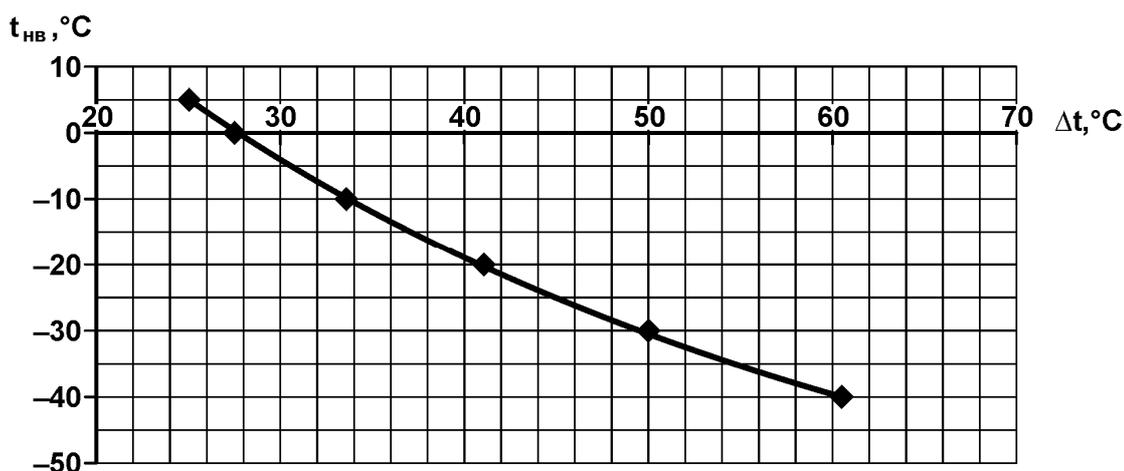


Рис. 4. Потребные температурные перепады для штатного датчика на поверхности крыла:

$$\Delta t = 0,0075x^2 - 0,525x + 27,5$$

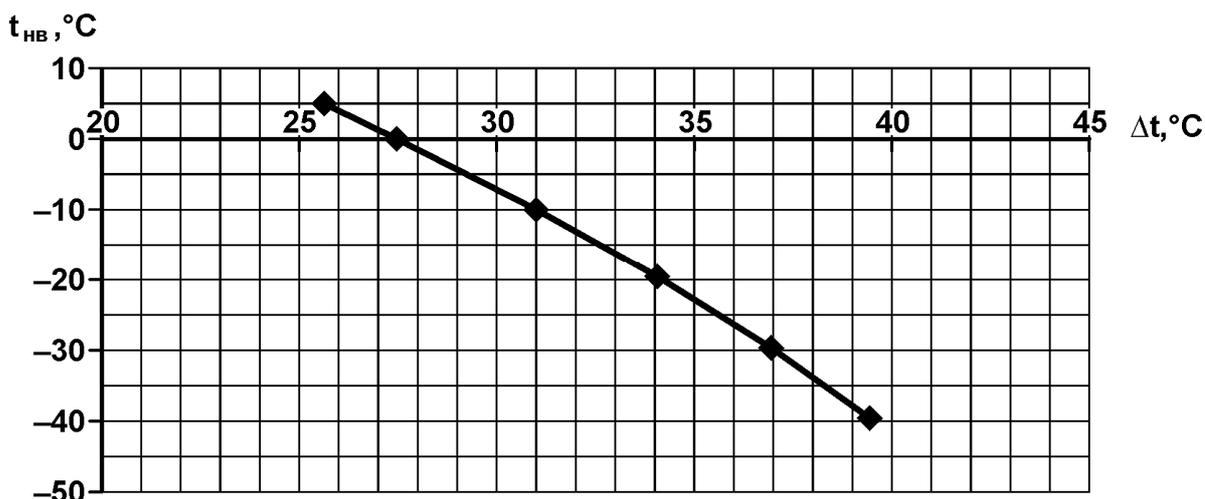


Рис. 5. Потребные температурные перепады для штатного датчика на поверхности стабилизатора:

$$\Delta t = 0,0015x^2 - 0,36x + 27,5$$

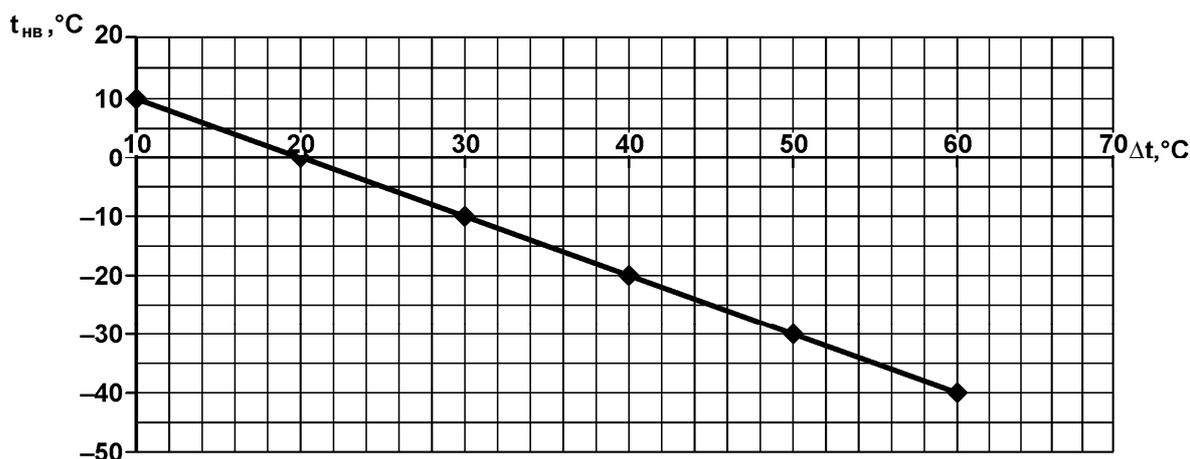


Рис. 6. Потребные температурные перепады для штатного датчика на поверхности воздухозаборника:

$$\Delta t = -x + 20$$

Учитывая то, что управление подачей воздуха на защищаемые поверхности ведется по абсолютному давлению за кранами регуляторами и при этом обеспечивается сверхзвуковое истечение воздуха через микроэжекторные отверстия раздаточных трубопроводов, всегда известен расход подаваемого воздуха в защищаемые поверхности по профилю полета при поддержании требуемого давления за краном регулятором (на рис. 7, 8 приведены такие зависимости для крыла).

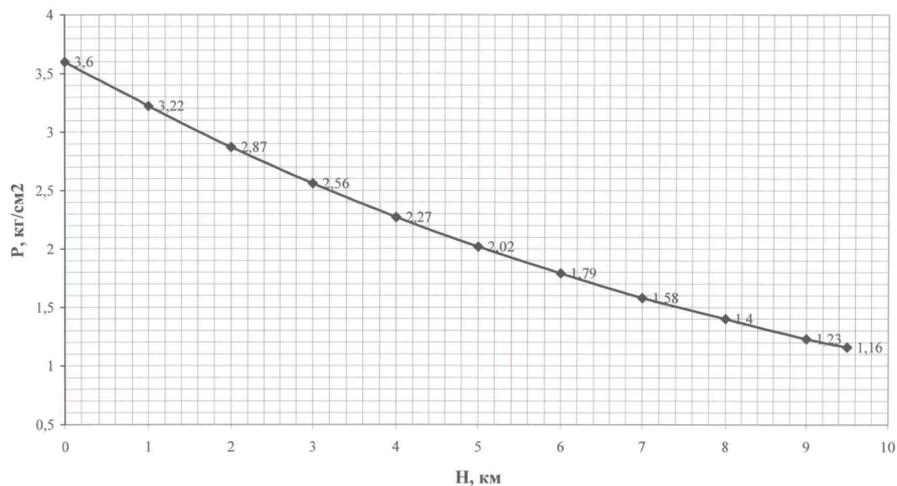


Рис. 7. Подсистема крыло. Закон регулирования $P_{ст\ абс.} = 3,3P_H + 0,2$
 давление устанавливается на штатном датчике

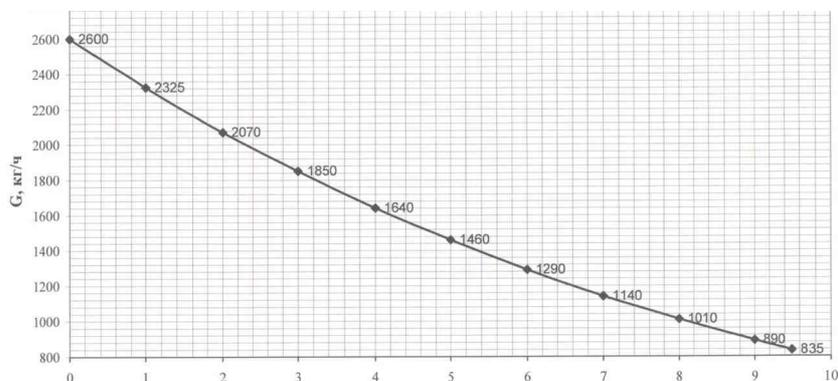


Рис. 8. Зависимость расхода воздуха от высоты полета для системы полукрыло

Данные алгоритмы проверены в лётных испытаниях, подтвердили свою эффективность. На рис. 9 приведены записи работы коррекции подаваемого расхода воздуха для обеспечения требуемого перепада температуры на защищаемых поверхностях.

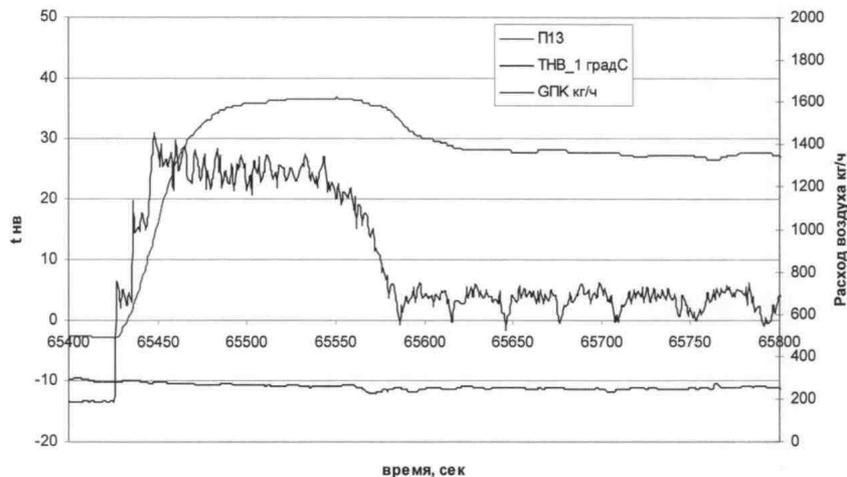


Рис. 9. Запись работы коррекции подаваемого расхода воздуха для обеспечения требуемого перепада температуры на защищаемых поверхностях

Выполненный анализ энергетических затрат для регионального самолета показывает, что для режима ожидания ($V = 90$ м/с, $H = 4000$ м, $G_{\text{отб. крыло}} = 3280$ кг/час, $G_{\text{отб. ГО}} = 1280$ кг/час, $G_{\text{отб. в/з}} = 1828$ кг/час, продолжительность режима $t = 45$ мин).

t_c , °C	$t_{\text{чв}}$, °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 , кг/час $T = 45$ мин	Экономия, %
22	-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
23	-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
24	-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, $G_{\text{отб. крыло}} = 1780$ кг/час, $G_{\text{отб. ГО}} = 705$ кг/час, $G_{\text{отб. в/з}} = 980$ кг/час, продолжительность режима $t = 18$ мин).

t_c , °C	$t_{\text{чв}}$, °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 , кг/час $T = 45$ 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

Выводы

1. Предложен новый способ регулирования параметров ВТ ПОС, существенно снижающий энергетические затраты от маршевых двигательных установок. На критических режимах полета снижение потребного отбора воздуха может достигать 30 %.

2. Предложенные алгоритмы закладывают основу прогнозирования взлётно-посадочных характеристик самолёта при посадке в условиях обледенения при автоматических заходах на посадку.

Список литературы

1. Абрамович Г. Н. Прикладная газовая динамика / Г. Н. Абрамович. – М.: Наука, 1976. – 524с.
2. Кондращенко В. Я., Шмырев В. Ф. Анализ математических моделей газодинамических процессов в авиационных раздаточных системах. // Исследование и выбор определяющих параметров механического оборудования. – М.: МАИ, 1982. – с. 45-52.
3. Кондращенко В. Я., Шмырев В. Ф. Универсальная программная модель распределительной сети вязкой сжимаемой жидкости с определяющим влиянием местных сопротивлений // Гибридные вычислительные машины и комплексы. – К.: Наук. Думка, 1985. – Вып. 8, - с. 82-87.

Поступила в редакцию 23.03.2016

Оптимізація енергетичних затрат теплових протиоблідувальних систем літака

Запропоновано спосіб регулювання параметрів повітряно-теплової протиоблідувальної системи літака, що мінімізує величину відборів повітря від двигуна.

Ключові слова: потужність теплового потоку, поверхня, що захищається, регулювання тиску, температура зовнішнього повітря.

Optimization of Energy Costs of Aircraft Hot-Air Anti-Icing Systems

A method for controlling the parameters of aircraft hot-air anti-icing system, minimizing the value of air bleed from engine.

Keywords: heat flow rate, the surface to be protected, pressure control, ambient air temperature.