

УДК 629.735.33

Моделирование датчика высотно-скоростных параметров полета маневренного самолета

Ескин В.И.^{1*}, Полуэктов С.П.^{2}, Рубинов В.И.^{2***},**

Плотицын Д.А.^{2**}, Афанасьев А.С.^{2*****}**

¹Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия

²Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е.Жуковского и Ю.А.Гагарина, ул. Старых Большевиков, 54а, Воронеж, 394064, Россия

**e-mail: kaf302@mai.ru*

***e-mail: poluektov.sp@mail.ru*

****e-mail: rubinov777@mail.ru*

*****e-mail: plotitsin danil 90@yandex.ru*

******e-mail: afanasev_andrey_90@mail.ru*

Аннотация

Представлены результаты исследования возможных путей повышения точности измерения статического давления путем изменения конструкции приемника воздушных давлений с использованием современных исследовательских программных комплексов. Предметом исследования являются математические модели приемников воздушных давлений современных летательных аппаратов. Представлены результаты сравнительного анализа классического и проектируемого приемников воздушных давлений. Обоснованы

изменения, вводимые в конструкцию входных каналов статической камеры давления проектируемого измерителя воздушных давлений.

Ключевые слова: относительная аэродинамическая погрешность, имитационное моделирование, высотно-скоростные параметры, приемник воздушных давлений, статическое давление.

Введение

В настоящее время существует тенденция усложнения задач, решаемых современными боевыми авиационными комплексами, что способствует повышению требований к современным системам измерения высотно-скоростных параметров полета в части повышения их метрологических свойств, надежности и улучшения эксплуатационных характеристик. Сложившаяся ситуация обусловлена необходимостью обеспечения регулярности полетов, требованиями мобильности и условиями безопасности полетов в условиях сокращения интервалов вертикального эшелонирования [1-2]. Интервал между эшелонами возможно сократить только после решения задачи повышения точности измерения абсолютной барометрической высоты полета, что требует доработки и усовершенствования информационного высотомерного канала. В связи с тем, что абсолютная барометрическая высота полета является функцией от статического давления и температуры воздушного потока, то применительно к решаемой научной задаче на первый план выходит актуальная частная задача повышения точности измерения указанных первичных параметров воздушной среды.

1. Постановка задачи

Существует несколько путей решения рассматриваемой задачи. Для снижения погрешностей восприятия статического давления широко применяется аэродинамический способ компенсации. Данный способ заключается в изменении формы приемника воздушных давлений, позволяющий уменьшить погрешности измерения статического давления.

Также применяется способ учета и компенсации аэродинамических погрешностей [3]. В процессе исследования ПВД в аэродинамической трубе погрешности могут быть определены, а в дальнейшем – составлены графики и таблицы поправок к показаниям аэрометрических приборов. Данные поправки можно применить к показаниям аэрометрических приборов посредством приборного способа компенсации и алгоритмической компенсации в системе воздушных сигналов.

Приборный способ заключается в конструктивном изменении приборов с целью корректировки показаний с учетом поправок (применение противовесов, компенсаторов, балансировка подвижных элементов и т.д.). Однако, приборный способ не обеспечивает централизованную компенсацию ошибок всех высотно-скоростных параметров на борту воздушного судна, а также ведет к усложнению конструкции приборов и к снижению надежности.

Алгоритмическая компенсация является более перспективным методом, основанным на использовании вычислительной техники для внесения необходимых поправок в показания приборов. Достоинством данного способа является то, что он не приводит к усложнению приборов и позволяет реализовать сложные алгоритмы при внесении поправок.

Наиболее эффективным способом, по мнению авторов статьи, является комбинированный путь, сочетающий в себе достоинства аэродинамического и алгоритмического способов компенсации аэродинамической погрешности. В рамках данной статьи рассматривается аэродинамический способ компенсации погрешности измерения статического давления, который имеет целью снизить погрешности восприятия статического давления за счет изменения конструкции измерителя.

2. Моделирование приемника воздушных давлений

В роли прототипа проектируемого приемника воздушных давлений был взят широко распространенный на современных маневренных воздушных судах комбинированный приемник ПВД-18-3М сер. 2 с аэродинамическим компенсатором. Данный приемник воздушных давлений имеет три камеры для восприятия статического давления С1, С2 и С3 (рис. 1).

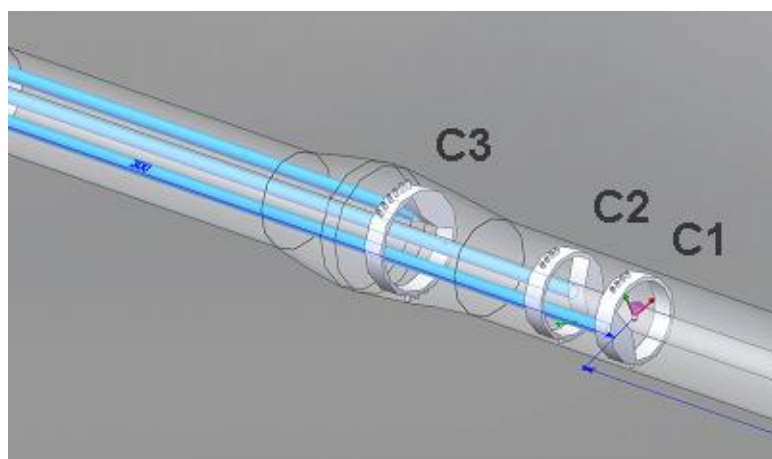


Рис. 1. Каналы восприятия статического давления ПВД-18-3М сер. 2

Ряд отверстий С1 используется для измерения статического давления на сверхзвуковых скоростях. Ряд отверстий С2 предназначен для питания приборов,

не требующих высокой точности измерения статического давления. Ряд СЗ расположен на аэродинамическом компенсаторе и предназначен для измерения статического давления в дозвуковом диапазоне. Наличие аэродинамического компенсатора у приемника позволяет уменьшить ошибку измерения статического давления на дозвуковых скоростях полета.

В качестве основного инструмента в ходе проведения имитационного моделирования активно использовались программные комплексы SolidWorks и ANSYS CFX. В программном комплексе SolidWorks были построены трехмерные модели приемников воздушных давлений, которые в дальнейшем внедрялись в исследовательский комплекс ANSYS CFX для моделирования процесса обтекания их воздушным потоком на высотах 5000, 10000 и 15000 метров в условиях изменения чисел Маха в диапазоне от 0 до 2,2 единиц и угла атаки от 0 до 30 градусов. В результате эксперимента были получены точностные характеристики измерительного канала по статическому давлению исследуемых моделей приемников воздушных давлений (типового и нескольких вариантов проектируемого датчика).

Анализ эффективности измерительного канала статического давления проектируемого приемника воздушных давлений выполнялся путем сопоставления его характеристик с точностными характеристиками приемника ПВД-18-3М сер. 2.

Качество восприятия статического давления оценивалось по величине относительной аэродинамической погрешности

$$\delta_c = \frac{\Delta P_c}{P_{c-p}},$$

где $\Delta P_c = P_{c-u} - P_{c-p}$ – ошибка восприятия статического давления, P_{c-u} – измеренное статическое давление, P_{c-p} – расчетное статическое давление.

Кроме того, для количественной оценки закона изменения относительной аэродинамической погрешности в зависимости от числа М и угла атаки в ходе исследования были определены дополнительные параметры: математическое ожидание m_{δ_c} и среднее квадратическое отклонение σ'_{δ_c} и σ''_{δ_c} относительной аэродинамической погрешности. Для более детального анализа графика изменения относительной аэродинамической погрешности потребовалось оценить две количественные характеристики степени разброса случайной величины:

- среднее квадратическое отклонение σ'_{δ_c} (СКО-1), характеризующее отклонение относительной аэродинамической погрешности от ее математического ожидания m_{δ_c} ;

- среднее квадратическое отклонение σ''_{δ_c} (СКО-2), характеризующее отклонение относительной аэродинамической погрешности от ее нулевого значения.

Сведения об исходных параметрах моделируемой воздушной среды представлены в таблице 1.

Таблица 1

Исходные параметры моделируемой воздушной среды

Высота, м	Статическое давление		Температура, К	Плотность, кг/м ³
	мм рт. ст.	Па		
5 000	405,395	54048,3	255,676	0,7364
10 000	198,765	26499,9	223,252	0,4135
15 000	90,846	12111,8	216,65	0,1947

В эксперименте использовалась модель турбулентности Shear Stress Transport (SST) со степенью турбулентности потока 5% при общем количестве элементов (Total Number of Elements) расчетной сетки около 3 000 000 ячеек.

В связи с тем, что в приемнике ПВД-18-3М сер. 2 задача уменьшения ошибки восприятия статического давления уже частично решена для дозвукового диапазона скоростей (наличие аэродинамического компенсатора), то целесообразно выполнить исследование возможности повышения точности данного измерителя в сверхзвуковом диапазоне.

С этой целью предлагается внести ряд изменений в конструкцию рассматриваемого прототипа, а именно модифицировать камеры статического давления С1 и С2.

Изменение угла наклона приемных отверстий по статическому давлению в камерах С1 и С2 позволило изменить характер распределения воздушного потока. Все приемные отверстия статических камер С1 и С2 проектируемого ПВД имеют диаметр 1 мм и угол наклона – 65° (рис. 2).

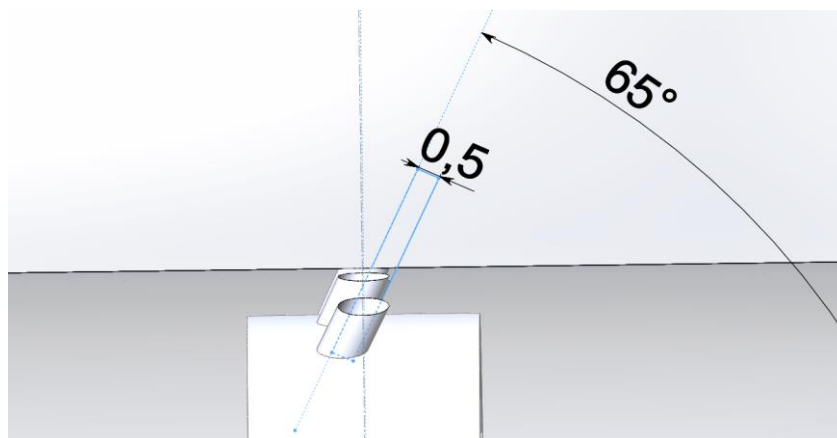


Рис. 2. Приемные отверстия камеры статического давления проектируемого ПВД

Аналогично приемнику ПВД-18-3М сер. 2 в проектируемом приемнике воздушных давлений располагаются 4 отверстия сверху и 6 отверстий снизу. Угол между отверстиями составляет 12 градусов, как показано на рис. 3.

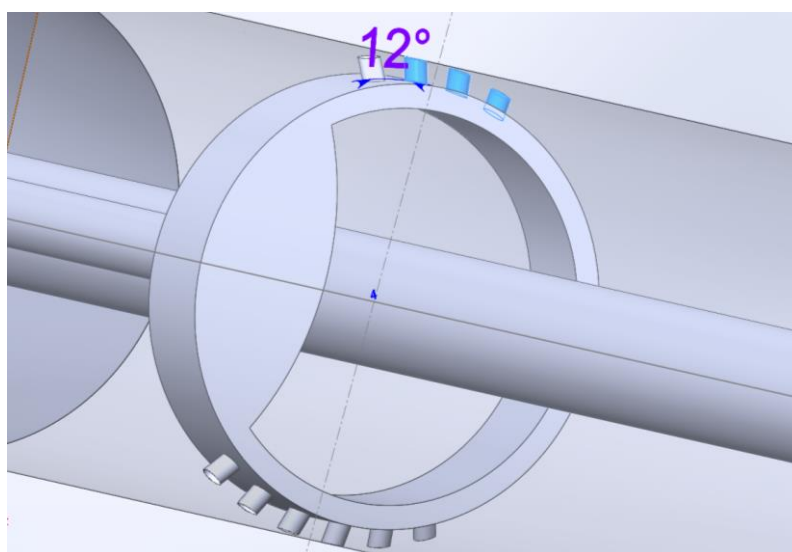


Рис. 3. Камера статического давления проектируемого ПВД

Для учета воздушного потока в непосредственной близости от приемных отверстий статических камер измерителя особое внимание было уделено моделированию пограничного слоя (рис. 4). Рассматриваемый слой построен со следующими параметрами: Inflation Option – Total Thickness, количество слоев

(Number of Layers) – 4 шт., максимальная толщина (Maximum Thickness) – 0,2 мм.

Значение максимальной толщины обусловлено размерами приемных отверстий статических камер ПВД – диаметр 1 мм.

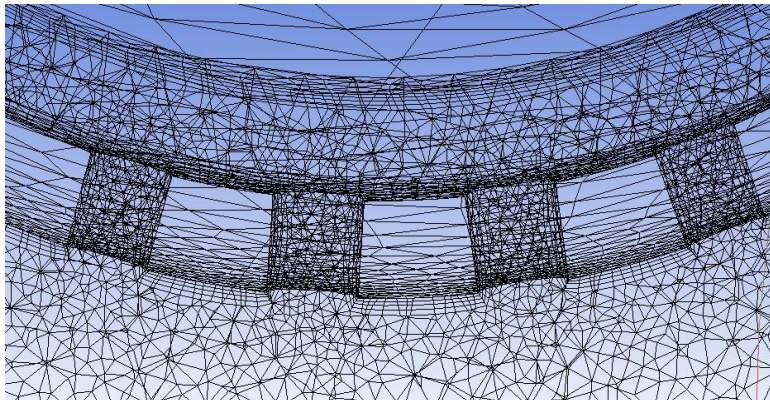


Рис. 4. Расчетная сетка для моделирования пограничного слоя

3. Анализ полученных результатов

Полученные в ходе исследования результаты иллюстрируются с помощью графиков изменения относительной аэродинамической погрешности проектируемого ПВД в исследуемом диапазоне высот, скоростей и углов атаки (рис. 5, 6).

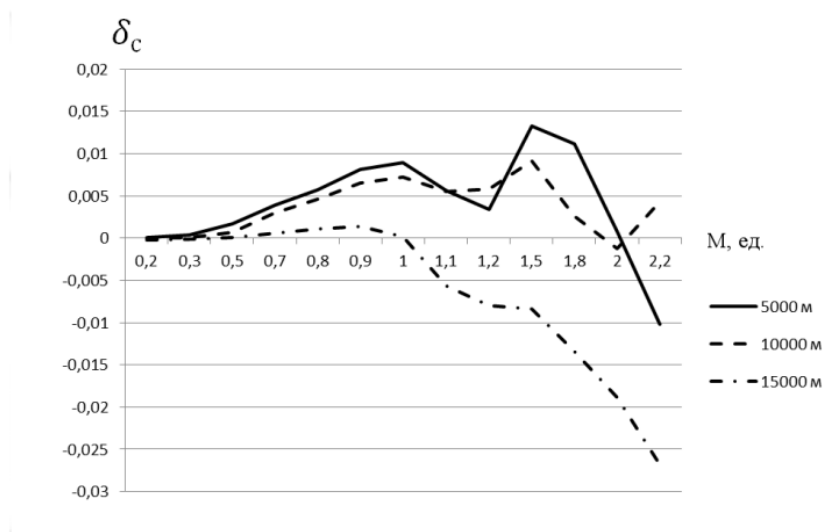


Рис. 5. График изменения относительной аэродинамической погрешности для проектируемого ПВД при угле атаки 0°

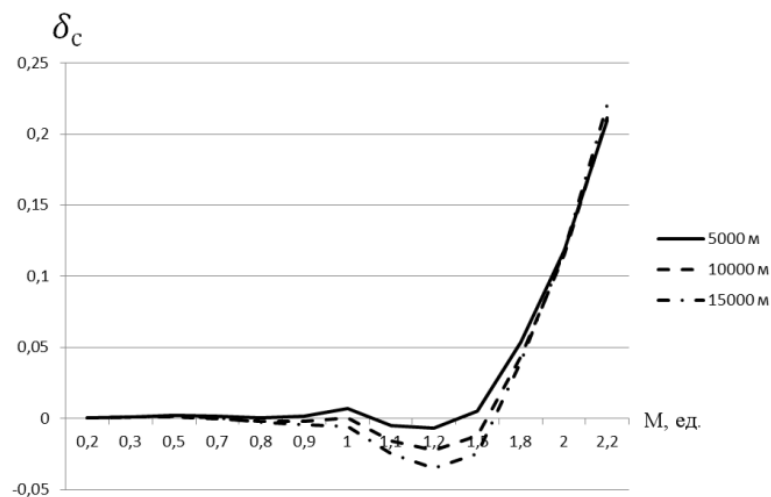


Рис. 6. График изменения относительной аэродинамической погрешности для проектируемого ПВД при угле атаки 30°

С целью выяснения преимуществ и недостатков проектируемого ПВД был проведен сравнительный анализ его точностных характеристик с результатами исследований приемника ПВД-18-3М сер. 2. Небольшая часть результатов выполненного анализа для высоты 10 000 метров представлена на рис. 7 и 8.

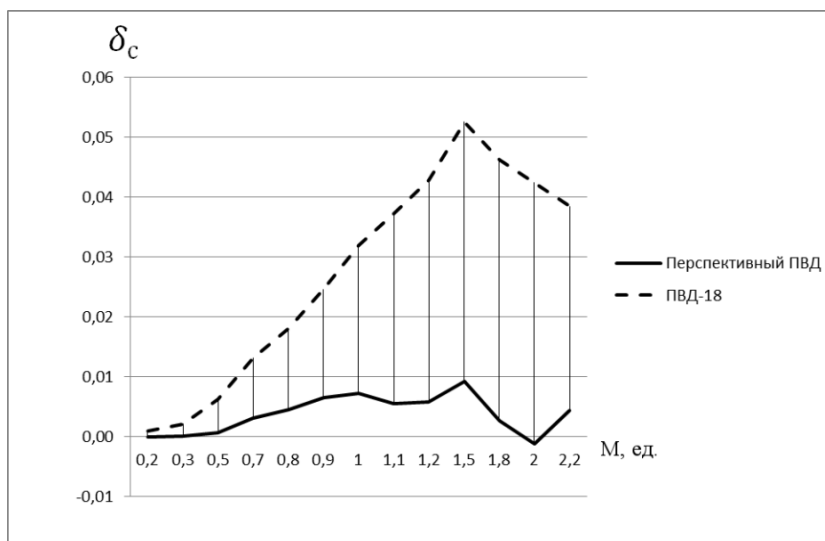


Рис. 7. График изменения относительной аэродинамической погрешности для угла атаки 0°

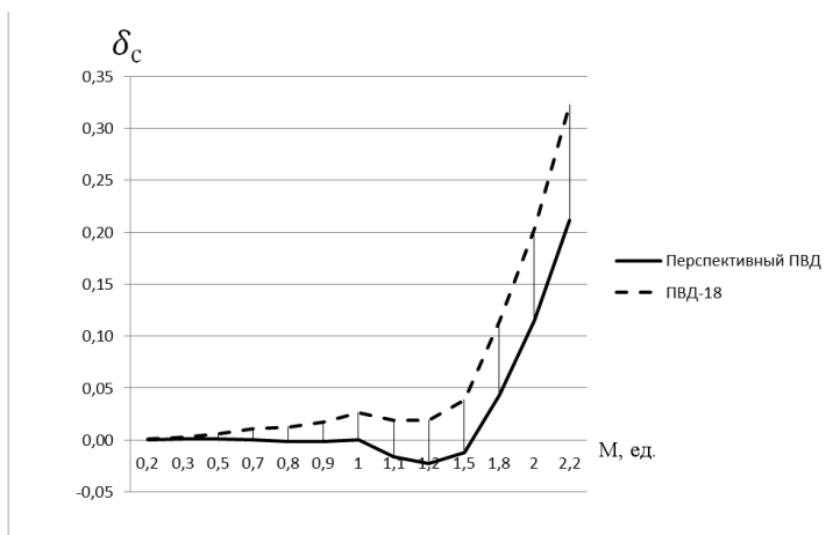


Рис. 8. График изменения относительной аэродинамической погрешности для угла атаки 30°

Как видно из графиков, канал измерения статического давления проектируемого ПВД (камеры С1 и С2) обладает большей точностью восприятия измеряемого параметра по сравнению с приемником ПВД-18-3М сер. 2. Изменение конструкции приемника привело к снижению относительной аэродинамической погрешности особенно в сверхзвуковом диапазоне скоростей. Это подтверждается и результатами количественного анализа величин дополнительных параметров, характеризующих закон изменения относительной аэродинамической погрешности в исследуемом диапазоне скоростей и углов атаки: математического ожидания m_{δ_c} и среднего квадратического отклонения σ'_{δ_c} и σ''_{δ_c} относительной аэродинамической погрешности (таблица 2). Критерием точности восприятия статического давления рассматривалось степень приближения математического ожидания и среднего квадратического отклонения относительной аэродинамической погрешности к нулевому значению.

Таблица 2

Дополнительные параметры для высоты 10 000 метров

Угол атаки, град.	Вид ПВД	Математическое ожидание m_{δ_c}	Среднее квадратическое отклонение №1 (СКО-1) σ'_{δ_c}	Среднее квадратическое отклонение №2 (СКО-2) σ''_{δ_c}
0	ПВД-18-3М сер. 2	0,0274	0,0038	0,0323
	проектируемый ПВД	0,0037	0,0001	0,0048
5	ПВД-18-3М сер. 2	0,0274	0,0050	0,0338
	проектируемый ПВД	0,0015	0,0005	0,0066
10	ПВД-18-3М сер. 2	0,0175	0,0018	0,0210
	проектируемый ПВД	0,0026	0,0003	0,0052
15	ПВД-18-3М сер. 2	0,0210	0,0038	0,0271
	проектируемый ПВД	-0,0002	0,0009	0,0081
20	ПВД-18-3М сер. 2	0,0236	0,0065	0,0325
	проектируемый ПВД	-0,0031	0,0009	0,0090
25	ПВД-18-3М сер. 2	0,0367	0,0252	0,0573
	проектируемый ПВД	0,0056	0,0152	0,0346
30	ПВД-18-3М сер. 2	0,0611	0,1135	0,1117
	проектируемый ПВД	0,0246	0,0530	0,0684
35	ПВД-18-3М сер. 2	0,1086	0,3899	0,2044
	проектируемый ПВД	0,0648	0,2463	0,1522

При оценке отклонения относительной аэродинамической погрешности от нулевого значения наиболее информативен в представленной таблице столбец с данными о величинах параметра СКО-2. После вычисления соотношений рассматриваемого параметра проектируемого ПВД к аналогичному параметру ПВД-18-3М сер. 2 было установлено, что при нулевом угле атаки точность статического канала предлагаемого ПВД в 6,73 раз выше, чем у ПВД-18-3М сер. 2. Далее с увеличением угла атаки превосходство нового ПВД сохраняется

при уменьшении отрыва до 1,34 раз для угла атаки 35 градусов. Результаты выполненного сравнительного анализа представлены в таблице 3.

Таблица 3

Сравнительный анализ количественных параметров

Угол атаки, град.	$\frac{MO_{\text{ПВД-18}}}{MO_{\text{ППВД}}}$	$\frac{СКО-1_{\text{ПВД-18}}}{СКО-1_{\text{ППВД}}}$	$\frac{СКО-2_{\text{ПВД-18}}}{СКО-2_{\text{ППВД}}}$
0	7,39	31,33	6,73
5	18,76	9,33	5,11
10	6,85	6,60	4,03
15	94,31	4,47	3,35
20	7,60	6,98	3,61
25	6,57	1,66	1,66
30	2,49	2,14	1,63
35	1,67	1,58	1,34

4. Выводы

Задача повышения точности измерения первичных параметров воздушной среды на борту летательного аппарата имеет различные пути решения. Авторы статьи предложили свой вариант решения рассматриваемой научной задачи с активным использованием современных исследовательских программных комплексов.

Внедрение предложенных конструктивных изменений в измерительный канал статического давления комбинированного приемника воздушных давлений ПВД-18-3М сер. 2 позволит воспринимать статическое давление с наименьшими погрешностями, что в результате приведет к повышению точности определения высотно-скоростных параметров полета современными комплексами бортового

радиоэлектронного оборудования маневренных воздушных судов в широком диапазоне высот, скоростей и углов атаки.

Работа выполнена при материальной поддержке гранта РФФИ №12-08-00028а

Библиографический список

1. Олейник А.И. Алгоритм вычисления истинных значений аэрометрических параметров полета самолета // Авиакосмическое приборостроение. 2011. № 1. С. 3-10.

2. Семенов А.В. Алгоритм компенсации аэродинамической погрешности приемников статического давления и погрешности запаздывания в пневмотракте статического давления системы воздушных сигналов летательного аппарата / А.В. Семенов, И.П. Ефимов. – Депонир. в ВИНТИ 28.02.2005 №280-B2005.

3. Семенов А.В. К вопросу оценки помехозащищенности каналов приборной скорости и числа М в системах предупреждения критических режимов летательного аппарата в условиях турбулентности атмосферы / А.В. Семенов, И.П. Ефимов. – Депонир. в ВИНТИ 28.02.2005 №279-B2005.