



Живоглотов Дмитрий Николаевич

МЕТОДЫ ИЗМЕРЕНИЯ И РАСЧЕТА ТЕМПЕРАТУРЫ ВОЗДУХА,
СКОРОСТИ И НАПРАВЛЕНИЯ ВЕТРА В АТМОСФЕРЕ ПО ДАННЫМ
САМОЛЕТА-ЛАБОРАТОРИИ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ

Специальность

25.00.29 – физика атмосферы и гидросферы

Диссертация на соискание ученой степени
кандидата физико-математических наук

Научный руководитель:

доктор физико-математических наук

Струнин Михаил Александрович

СОДЕРЖАНИЕ

Общая характеристика работы	6
1 Введение. Современное состояние методов определения термодинамических параметров атмосферы с помощью самолета-лаборатории	12
1.1 Методы определения температуры воздуха, скорости и направления ветра и турбулентных пульсаций с борта самолета-лаборатории	12
1.1.1 Определение температуры воздуха с борта самолета-лаборатории	13
1.1.2 Определение скорости и направления ветра с борта самолета-лаборатории	20
1.2. Методы и техника аэродинамического эксперимента для испытаний самолетных датчиков температуры	32
1.3. Методы компьютерного расчета аэродинамических характеристик тел сложной формы	39
2 Аппаратно-программный комплекс для измерения термодинамических параметров атмосферы с борта самолета-лаборатории нового поколения Як-42Д «Росгидромет»	41
2.1 Краткое описание аппаратно-программного комплекса АПК-1 самолета-лаборатории Як-42Д «Росгидромет»	43
2.1.1 Состав аппаратно-программного комплекса АПК-1	43
2.1.2 Навигационное оборудование АПК-1	46
2.1.3 Основной термодинамический комплекс на подкрыльевой штанге	46
2.1.4 Дублирующий термодинамический комплекс	48
2.1.5 Комплекс самолетных гигрометров	49
2.1.6 Рабочие места оператора АПК-1 и руководителя полетов	50
2.2 Регистрация данных АПК-1	51
2.2.1 Регистрация данных от приборов и измерительных систем АПК-1 по протоколу RS-485	51
2.2.2 Регистрация данных от приборов и измерительных систем АПК-1 по протоколу ARINC-429	52
2.3 Расчет термодинамических параметров	52
3 Исследования погрешностей определения температуры воздуха и скорости и направления ветра с борта самолета-лаборатории	56
3.1 Лабораторные исследования самолетных датчиков температуры и давления	56
3.1.1 Методы и средства для измерения температуры воздуха с борта самолёта-лаборатории	56
3.1.2 Стенды для исследований характеристик самолётных датчиков температуры и давления	59
3.1.3 Результаты исследований блоков интерфейсов датчиков БИД и	62

высокочастотных датчиков температуры ВДТ ЦАО	
3.1.4 Инерционные характеристики датчика ВДТ и пневматической системы измерения давления	65
3.2 Оценки случайных погрешностей определения температуры воздуха, скорости и направления ветра	69
3.3 Исследования систематических погрешностей датчика температуры ВДТ	72
3.3.1 Специальная аэродинамическая установка для исследования датчиков температуры и влажности	73
3.3.2 Определение величины коэффициента восстановления для высокочастотного датчика температуры ВДТ	79
3.3.3 Определение коэффициента влияния жидко-капельной влажности на показания высокочастотного датчика температуры	86
4 Определение аэродинамических поправок и лётные исследования аппаратуры для измерения температуры, скорости и направления ветра	94
4.1 Комплексный метод определения аэродинамических поправок в показания самолетных датчиков давления и температуры	95
4.1.1 Расчёт распределений давления, температуры и скорости воздушного потока в месте расположения самолётных приёмников давлений	95
4.1.2 Определение аэродинамических поправок в показания датчиков давления и числа маха по результатам летных экспериментов	99
4.2 Оценки качества измерений и расчета температуры и скорости ветра с помощью летных экспериментов	102
4.2.1 Определение истинной температуры воздуха и воздушной скорости самолета с учетом аэродинамических поправок	102
4.2.2 Сопоставление величин скорости и направления ветра и температуры воздуха, измеренных с борта самолёта-лаборатории и радиозондовым методом	109
4.2.3 Оценка качества измерения и расчета скорости и направления ветра при манёврах самолёта-лаборатории	111
5 Результаты самолетных исследований термодинамического строения атмосферы с целью оценки характеристик распространения аэрозолей	118
5.1 Результаты исследований условий распространения шлейфа аэрозольных примесей от мегаполиса	119
5.1.1 Самолетный эксперимент по исследованию распространения примесей от мегаполиса	119
5.1.2 Анализ полученных данных	123
5.2 Результаты самолетных исследований влияния термодинамических условий в атмосфере на распределение массовой концентрации черной сажи	138
5.2.1 Летные эксперименты по исследованию вертикальных	

распределений черной сажи в районе мегаполиса (г. Москва)	138
5.2.2 Вертикальные профили концентраций черной сажи в зависимости от термодинамических условий в пограничном слое атмосферы	139
5.2.3 Особенности суточных изменений концентраций черной сажи в пограничном слое атмосферы	142
5.2.4 Особенности построения модели вертикального распределения концентраций черной сажи в пограничном слое атмосферы	145
6 Заключение	148
Список литературы	152

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ

АПК – аппаратно-программный комплекс

АПК-1 – аппаратно-программный комплекс для измерения навигационных параметров и термодинамических параметров атмосферы в составе самолета-лаборатории Як-42Д № 42440 «Росгидромет»

АТ – аэродинамическая труба

БД – база данных

БИВК – бортовой измерительно-вычислительный комплекс

БПСН – бортовой приёмник спутниковой навигации

БИД – блок интерфейсов датчиков

ВДТ – высокочастотный датчик температуры

ВПИ – верхний предел измерений

ГЛОНАСС – глобальная навигационная спутниковая система

ИИБ – инерциальный измерительный блок

ИНС – инерциальная навигационная система

КПС – конвективный пограничный слой

ПО – программное обеспечение

ППД – приемник полного давления

ПС – приземный слой

ПСА – пограничный слой атмосферы

ПТС – проволочный термометр сопротивления

РМО – рабочее место оператора

СКГ – самолетный конденсационный гигрометр

САУ – специальная аэродинамическая установка

УПС – устойчивый пограничный слой

УФГ – самолетный ультрафиолетовый гигрометр

ЦАО – Центральная аэрологическая обсерватория

ARINC – Aeronautical Radio INC

GPS – Global Navigation System

INS – Inertial Navigation System

MADT – Mating Air Data Transducer

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность работы

Актуальность настоящей работы определяется тем, что методы, обеспечивающие качественный расчет термодинамических параметров атмосферы по измерениям с борта самолета-лаборатории (с высокой точностью и в широком диапазоне частот, в различных условиях и фазах полета) необходимы не только для анализа состояния атмосферы. От точности расчета термодинамических параметров атмосферы (температуры воздуха, скорости и направления ветра, турбулентности) во многом зависит успех в самолётных исследованиях различных атмосферных образований: облаков, фронтов, циклонов, струйных течений и пограничного слоя атмосферы. Измерения термодинамических параметров атмосферы требуются для корректной интерпретации и прогноза как локального распространения в атмосфере газовых и аэрозольных примесей естественного и антропогенного происхождения, так и их трансграничного переноса. Самолет-лаборатория позволяет получать информацию о пространственной структуре (вертикальной и горизонтальной) полей термодинамических параметров на обширной территории, в различных регионах, в том числе и в труднодоступных районах.

В настоящее время в мире появились самолётные системы для измерения навигационных параметров полёта (координат места, высоты полёта, компонент путевой скорости и углов положения самолёта), приёмники и датчики давлений и температуры нового поколения. Они отличаются повышенной точностью измерений и позволяют рассчитывать истинную температуру воздуха, скорость и направление ветра, турбулентные пульсации скорости ветра и температуры с более высокой, чем ранее, точностью. Для обеспечения получения точных данных о температуре и скорости ветра в любых условиях полёта (в том числе при манёврах самолёта) требуется определить величины аэродинамических возмущений, которые вносит самолёт и элементы его конструкции в набегающий поток. Необходимо отметить, что до сих пор не решена и проблема контактного измерения температуры воздуха в облаках с жидко-капельной фракцией, что может приводить к неправильной интерпретации данных измерений микрофизических параметров облаков и некорректным оценкам процессов их развития.

Объектом исследований в настоящей диссертации являются поля температуры воздуха, скорости и направления ветра, турбулентности в атмосфере, определяемые в результате измерений с борта самолёта-лаборатории, оснащенного датчиками температуры наружного воздуха, приёмниками и датчиками давлений нового поколения.

Предметом настоящей работы являются теплофизические и аэрофизические процессы в датчиках температуры и приёмниках давлений, в окружающем их воздушном потоке, протекающие в реальных условиях полёта самолёта-лаборатории, на различных высотах и скоростях полёта, в том числе и в облаках.

Цель и задачи диссертационной работы

Целью настоящей диссертационной работы являлось создание и апробация методов расчета термодинамических параметров атмосферы (температуры воздуха, скорости и направления ветра, турбулентных пульсаций компонент скорости ветра) по данным самолетной аппаратуры нового поколения и проведение исследований термодинамического состояния атмосферы с помощью самолета-лаборатории.

Для достижения поставленной цели было необходимо решить ряд задач:

- Провести анализ распределения величин давления, скорости и температуры воздуха вблизи датчиков температуры и приёмников давления, наружных штанг самолёта-лаборатории и определить величины аэродинамических поправок расчетными и экспериментальными методами;
- Определить величину поправки в показания самолетного датчика температуры на концентрацию жидко-капельной фракции облака, для чего разработать специальную аэродинамическую установку для определения характеристик самолётных датчиков температуры, разработать систему создания воздушного потока с жидко-капельной фракцией, имитирующей облачную среду с заданной водностью и провести исследования самолетных датчиков температуры;
- Провести лётные исследования для оценки качества измерения термодинамических параметров атмосферы с борта самолета-лаборатории;
- Провести летные исследования для изучения степени влияния термодинамических условий в атмосфере на характеристики распространения аэрозольных примесей.

Методы исследований

Для исследований использовались экспериментальные и расчётные методы:

- Расчёты параметров обтекания воздушным потоком датчиков температуры и приёмников давления, самолётной штанги с размещёнными на ней датчиками с помощью современных компьютерных программ с целью определения характеристик датчиков температуры и аэродинамических возмущений, вносимых в поток различными элементами конструкции самолёта-лаборатории.
- Лабораторные исследования датчиков давления и температуры на калибровочных стендах и в специальной аэродинамической установке.
- Проведение натурных лётных исследований и сравнение данных о температуре воздуха, измеренной датчиками различных типов, оценка степени влияния манёвров самолёта-лаборатории на результаты расчётов температуры воздуха, скорости и направления ветра.
- Сопоставление результатов самолётных наблюдений с радиозондовыми данными.
- Проведение летных исследований полей температуры воздуха и скорости ветра в атмосфере и оценка степени их влияния на распространение аэрозольных примесей.

Научная новизна

Создан новый метод определения величин аэродинамических поправок в показания датчиков давления и температуры, расположенных на фюзеляже самолёта-лаборатории и на его подкрыльевой штанге, основанный на компьютерных расчётах и натурных измерениях.

Разработан комплексный метод определения коэффициента восстановления температуры для самолётного датчика температуры, основанный на компьютерном моделировании воздушного потока в датчике и экспериментах в аэродинамической установке.

Впервые определён коэффициент зависимости величины поправки в измеряемую с борта самолёта температуру воздуха от значения жидко-капельной водности облака.

Проведена оценка точности расчетов температуры воздуха, скорости и направления ветра по самолетным данным с учётом случайных погрешностей и систематических факторов (аэродинамических возмущений, влияния жидко-

капельной фракции облака, маневров самолета).

Выполнено исследование влияния термодинамических условий в пограничном слое атмосферы на характеристики распространения аэрозольных примесей.

Научная и практическая значимость результатов

Разработанные методы расчета используются для получения высокоточных данных о температуре воздуха (в том числе и в облаках с жидко-капельной фракцией), скорости и направлении ветра, определения турбулентных пульсаций скорости ветра и температуры.

Данные о температуре воздуха, скорости и направлении ветра, турбулентности, полученные по результатам измерений с борта самолета-лаборатории, используются для исследований переноса загрязняющих примесей различного происхождения, валидации систем дистанционного зондирования атмосферы (спутниковых и радиолокационных).

Разработанная специальная аэродинамическая установка с системой создания воздушного потока с жидко-капельной фракцией применяется для исследований датчиков температуры различной конструкции, калибровок самолётные датчиков влажности облаков.

Метод определения аэродинамических возмущений, вносимых в поток элементами конструкции самолёта может быть использован для определения систематических ошибок при исследованиях аэродинамических характеристик различных типов самолётов.

Метод введения поправки в температуру воздуха послужил основой для создания способа оценки стадии развития конвективных облаков с целью определения их пригодности для воздействий.

Положения, выносимые на защиту

Комплексный метод определения коэффициента восстановления температуры для самолётных датчиков температуры, основанный на компьютерном моделировании воздушного потока в датчике и экспериментах в аэродинамической установке.

Метод расчета температуры воздуха, скорости и направления ветра с борта самолета-лаборатории с учётом аэродинамических возмущений, вносимых в

воздушный поток элементами самолётной конструкции, основанный на компьютерном моделировании воздушного потока и сравнении показаний различных датчиков.

Результаты исследований степени влияния термодинамических условий в пограничном слое на распространение аэрозольных примесей.

Метод экспериментального определения коэффициента зависимости поправки в измеряемую с борта самолёта температуру воздуха от значения жидко-капельной водности в облаке.

Достоверность результатов

Достоверность полученных в диссертации результатов определения температуры воздуха, скорости и направления ветра подтверждается наземными калибровками датчиков, теоретическими оценками погрешностей измерения, результатами лётных исследований аппаратуры при манёврах самолёта, сопоставлением данных радиозондирования и самолётных зондировок. Оценки аэродинамических возмущений основаны на сопоставлении экспериментальных данных с результатами компьютерного моделирования. Величина коэффициента зависимости поправки в измеряемую с борта самолёта температуру воздуха от значения жидко-капельной водности облака провалидирована по данным самолётных наблюдений в конвективных облаках.

Публикации автора

По теме диссертации опубликовано 15 научных работ, из них 3 — в рецензируемых журналах, входящих в список ВАК РФ, получен 1 патент РФ на полезную модель.

Апробация работы (доклады на конференциях)

Результаты настоящей диссертационной работы доложены на следующих Всероссийских и международных конференциях:

16-ой Международной конференции по физике облаков, Лейпциг (Германия), 31 июля – 3 августа 2012 г.

Конференции молодых специалистов по гидрометеорологии и мониторингу окружающей среды, Обнинск, 4 – 6 июня 2013 г.

Международной научной конференции с элементами научной школы

«Инновационные методы и средства исследований в области физики атмосферы, гидрометеорологии, экологии и изменения климата», СКФУ-ВГИ-РГГМУ, Ставрополь, 23 – 26 сентября 2013 г.

Всероссийской открытой конференции по физике облаков и активным воздействиям на гидрометеорологические процессы, посвященной 80-летию Эльбрусской высокогорной комплексной экспедиции АН СССР, Нальчик, 7 – 9 октября 2014 г.

5-ой Международной научной школе молодых учёных «Волны и вихри в сложных средах», «Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского» РАН, Москва, 25 – 28 ноября 2014 г.

II-ой Всероссийской научной конференции «Экология и космос» им. академика К.Я. Кондратьева, Военно-космическая академия им. А.Ф. Можайского, Санкт-Петербург, 10 – 11 февраля 2015 г.

Второй Международной научной конференции с элементами научной школы «Инновационные методы и средства исследований в области физики атмосферы, гидрометеорологии, экологии и изменения климата», СКФУ-ВГИ-РГГМУ, Ставрополь, 21 – 25 сентября 2015 г.

Международной конференции Турбулентность, динамика атмосферы и климата, посвященной 100-летию со дня рождения А. М. Обухова, Москва, 16 – 18 мая 2018 г.

Результаты диссертации докладывались также на семинарах и заседаниях Учёного совета Центральной аэрологической обсерватории, геофизическом семинаре НИВЦ МГУ.

Личный вклад автора

Разработка комплексного метода определения коэффициента восстановления температуры для самолётного термометра и метода определения коэффициента зависимости поправки в температуру воздуха от значения жидко-капельной водности облака..

Создание специальной аэродинамической установки для испытаний самолётных датчиков температуры и водности, включая систему создания воздушного потока с жидко-капельной фракцией, имитирующей облако и проведение исследований датчиков температуры.

Разработка метода определения величин аэродинамических поправок с

помощью компьютерного моделирования и натурных экспериментов, выполнение расчётов параметров обтекания наружных самолётных датчиков воздушным потоком.

Участие в создании, наземных и лётных испытаниях самолета-лаборатории Як-42Д «Росгидромет».

Участие в летных исследованиях атмосферы, обработка и анализ полученных данных о термодинамических условиях в пограничном слое.

1 ВЕДЕНИЕ. СОВРЕМЕННОЕ СОСТОЯНИЕ МЕТОДОВ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ АТМОСФЕРЫ С ПОМОЩЬЮ САМОЛЁТА-ЛАБОРАТОРИИ

1.1 МЕТОДЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ ВОЗДУХА, СКОРОСТИ И НАПРАВЛЕНИЯ ВЕТРА И ТУРБУЛЕНТНЫХ ПУЛЬСАЦИЙ С БОРТА САМОЛЁТА-ЛАБОРАТОРИИ

Создание самолёта-лаборатории нового поколения потребовало разработки измерительного комплекса, обеспечивающего получение навигационных параметров полёта и термодинамических характеристик атмосферы. Такой комплекс должен был стать основой измерительной системы самолёта-лаборатории, поскольку без знания точного положения самолёта и термодинамического состояния атмосферы невозможно корректно интерпретировать данные с других измерительных комплексов.

Термодинамическое состояние атмосферы определяется пространственными распределениями следующих параметров, которые в физике атмосферы принято называть термодинамическими [49]:

- температура и влажность воздуха;
- давление и плотность воздуха;
- скорость и направление ветра;
- турбулентность (турбулентные пульсации продольной, поперечной и вертикальной компонент скорости ветра и температуры воздуха).

Разработка измерительного комплекса потребовала анализа существующих

методов измерения перечисленных параметров с борта самолёта-лаборатории и обоснования выбора аппаратуры для измерения первичных параметров [67;126]. Все перечисленные параметры при измерениях с борта самолёта-лаборатории, являются расчётными, поскольку либо требуют введения существенных поправок (таких как поправка в температуру на торможение потока или аэродинамические поправки в измеряемые давления), либо не могут быть определены прямыми измерениями (скорость и направление ветра, турбулентность). Поэтому для расчётов термодинамических параметров атмосферы и привязки всех измерений к воздушной массе атмосферы или местности необходимо измерять навигационные параметры полёта самолёта, к которым относятся [49]:

- координаты места (широта и долгота);
- высота полёта (абсолютная — относительно уровня моря, барометрическая — относительно воздушной массы);
- скорость полёта (истинная воздушная — относительно воздушной массы, путевая — относительно подстилающей поверхности);
- углы положения самолёта (углы крена, тангажа, курса);
- аэродинамические углы (углы атаки и скольжения).

Необходимо отметить, что часть перечисленных параметров (таких как барометрическая высота, истинная воздушная скорость) также являются расчётными параметрами.

Все измерения, и, в особенности, измерения движения воздуха относительно самолёта сопровождаются ошибками, случайными и систематическими, величины которых необходимо определить для точного расчёта термодинамических параметров атмосферы.

1.1.1 ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТЕМПЕРАТУРЫ ВОЗДУХА С БОРТА САМОЛЁТА-ЛАБОРАТОРИИ

Одним из наиболее важных параметров для изучения состояния атмосферы является температура воздуха. К самолётным датчикам температуры предъявляются особые требования — повышенная точность измерения, малая тепловая инерция и возможность проведения измерений в облаках с жидко-

капельной фракцией. Температура воздуха является одним из определяющих факторов развития турбулентности в атмосфере, пограничного слоя атмосферы, облаков различных форм и других атмосферных образований (струй, фронтальных разделов и пр.), причём здесь чрезвычайно важна точность измерений, поскольку существенными для процессов развития турбулентности оказываются перепады температуры $0,3 - 0,5$ °С. Кроме того, для расчётов турбулентных потоков тепла в пограничном слое атмосферы и в облачных зонах, датчик должен обеспечивать измерения высокочастотных пульсаций температуры, т.е. датчик температуры должен обладать малой тепловой инерцией.

Точность измерения температуры воздуха является определяющим фактором при расчёте истинной воздушной скорости полёта самолёта, и, вместе с тем, при расчётах скорости и направления ветра. Именно поэтому наиболее важным для самолётных наблюдений в атмосфере способом измерения температуры воздуха является контактный метод. Дистанционные методы измерения температуры воздуха, например, инфракрасные радиометры (см. [44; 45]), не давали возможность использовать получаемые данные о температуре для расчётов воздушной скорости самолёта, а значит, и скорости ветра.

В качестве контактных датчиков для измерения температуры воздуха с борта самолёта использовались различные устройства. Термисторы обладали большей инерцией (постоянная времени более $0,1$ с) и использовались для измерения средней температуры воздуха [83], но не получили большого распространения. Термопары [77], могли измерять только вариации температуры, причем их инерция была достаточно велика (постоянная времени более $0,2$ с). Таким образом, применение термопар и термисторов для измерения температуры с борта самолёта не получило широкого распространения из-за их высокой инерционности и недостаточно высокой точности. Измерение температуры воздуха оказалось возможным и с помощью акустических анемометров, [107; 122], однако, аэродинамические шумы препятствовали использованию таких приборов на современных скоростных самолётах. Наибольшее распространение в качестве самолётных датчиков температуры получили термометры сопротивления, принцип действия которых основан на изменении электрического

сопротивления чувствительного элемента датчика (металлической нити) от температуры воздуха.

Контактный метод (вне зависимости от типа датчика температуры) требует учитывать нагрев, который возникает при торможении воздушного потока при подводе забортного воздуха к чувствительному элементу датчика. Расчёт температуры воздуха основывается на известном газодинамическом соотношении, позволяющем внести поправку на нагрев воздуха при торможении потока в датчике [1]:

$$T = \frac{T_i}{1 + \frac{\kappa - 1}{2} r M^2} \quad (1.1)$$

где T — истинная температура воздуха, M — число Маха потока, T_i — измеренная чувствительным элементом датчика температура воздуха r — коэффициент восстановления датчика температуры, κ — показатель адиабаты.

Коэффициент $r = \frac{T_i - T}{T_0 - T}$ (где T_0 — температура полного торможения потока в датчике) характеризует степень торможения потока в термометре и при полном торможении потока в датчике $r = 1$. В общем случае коэффициент r зависит от числа Маха M , числа Рейнольдса Re , числа Прандтля Pr и показателя адиабаты κ , т.е. $r = f(M, Re, Pr, \kappa)$ [39]. Число Прандтля и показатель адиабаты для воздуха при обычных атмосферных условиях являются константами ($Pr = 0,72$ и $\kappa = 1,41$). Зависимость коэффициента r от числа Маха M для характерных величин скоростей полёта дозвуковых самолётов мала [64] и долгое время считалось, что ею можно пренебречь. Однако в ряде случаев исследование атмосферы приходится поводить на относительно малых скоростях полёта самолёта-лаборатории (например, при выпущенной механизацией крыла самолёта), поэтому исследование зависимости $r = f(M)$ было также необходимо для высокоточных измерений температуры.

Число Маха можно рассчитать из известной формулы, измеряя полное давление P и статическое давление P_0 на уровне полёта самолёта-лаборатории [1]:

$$\frac{p_0}{p} = (1 + 0,2M^2)^{3,5} \quad (1.2)$$

Таким образом, в задачу конструктора датчика температуры входило определение коэффициента его восстановления, от которого в значительной степени зависит точность расчёта температуры воздуха.

В настоящее время в качестве самолётных датчиков температуры (термометров) в подавляющем большинстве случаев используются термометры сопротивления, где в качестве чувствительного элемента применяется металлическая нить (как правило, платиновая или никелевая). Наиболее широко использовались на самых различных коммерческих и исследовательских самолётах промышленно выпускаемые с восьмидесятых годов прошлого столетия фирмой GoodRichCorp. термометры сопротивления Rosemount: термометр полного торможения модели 101 и термометр обратного продува (с защитой от попадания облачных капель) модели 102 [119]. В настоящее время промышленно выпускаются самолётные датчики температуры Rosemount только модели 102, рассчитанные на использование на различных типах летательных аппаратов (самолётов и вертолетов), для различных высот и скоростей полёта. Эти датчики и по сей день являются наиболее совершенными самолётными датчиками температуры и позволяют измерять температуру воздуха на уровне полёта самолёта с погрешностью 0,3 – 0,4 °С [49], имеют защиту, предохраняющую чувствительный элемент от попадания облачных капель. Истинная температура воздуха по показаниям датчиков Rosemount модели 102 — T_{102} рассчитывается по формуле [90; 119]:

$$T_{102} = \frac{T_{i102}}{(1 + 0,2M^2)(1 - \eta)} \quad (1.3)$$

где T_{i102} — измеренная датчиком температура, $\eta = \frac{T_0 - T_{i102}}{T_0}$ — так называемый

«коэффициент качества» приёмника температуры, зависящий от числа Маха. Зависимость $\eta = \eta(M)$ определяется экспериментально для каждого типа датчиков по результатам продувок в аэродинамических установках. Датчики температуры Rosemount обладают высокой надежностью и вполне удовлетворительно обеспечивают потребности навигационного обеспечения

полётов воздушных судов и могут быть использованы для расчётов средней воздушной скорости самолёта и среднего ветра.

Недостатком датчиков Rosemount модели 102 является большое время тепловой инерции — постоянная времени датчиков превышает 1 с [82], а это означает, что датчики не позволяют исследовать атмосферные вихри с масштабами менее 150 м, поскольку характерная скорость движения современного самолёта-лаборатории составляет $100\text{--}180\text{ мс}^{-1}$. В то же время, для изучения атмосферной турбулентности необходимо выполнять измерения мелкомасштабных пульсаций температуры с размерами вихрей не менее 10 – 15 м. Именно поэтому одной из важнейших задач при конструировании самолётных датчиков температуры было исследование их частотных характеристик, и, прежде всего — постоянных времени [15; 16; 117; 128]. Для решения ряда задач по исследованию атмосферы создавались специальные термометры сопротивления, где чувствительным элементом служила тонкая металлическая нить (платиновая или никелевая, порядка 0,25 мкм в диаметре). Эти датчики имели малую постоянную времени около 0,001 с [82], а при наличии защиты чувствительного элемента могли использоваться и в облаках [94]. Для специальных исследований в атмосфере, например для изучения пограничного слоя исследователями разрабатывались ультравысокочастотные датчики температуры с открытой нитью [135]. Целое семейство ультрабыстрых самолётных термометров было создано для самолётных исследований мелкомасштабных неоднородностей в облаках [78; 79]. Эти термометры имели пространственную разрешающую способность порядка нескольких сантиметров и были размещены на специальной поворотной флюгарке, препятствующей прямому попаданию облачных частиц на чувствительный элемент датчика.

Если при измерении температуры и её пульсаций в свободной атмосфере не возникает больших проблем при оценке точности и достоверности получаемых данных [59], то измерения температуры воздуха в облаках осложняются дополнительным влиянием на датчики температуры облачных капель, как теплых, так и переохлажденных. Эта проблема известна давно (см., например, [29; 130]), однако, несмотря на различные предлагавшиеся способы измерения, она не решена до сих пор. Все самолётные датчики, измеряющие температуру воздуха

контактным способом, включая и датчики Rosemount, подвержены влиянию облачных капель, которые искажают измеряемую температуру воздуха, что может приводить к неправильной интерпретации данных измерений микрофизических параметров и оценки процессов развития облака.

Известно, что капли, попадая непосредственно на чувствительный элемент датчика, или испаряясь на защитных элементах датчика за счёт нагрева воздуха при торможении потока, приводят к понижению температуры измеряемого воздуха [27; 33]. Это явление называется смачиваемостью термометра. Эффект смачиваемости термометра вызывает существенные погрешности измерений температуры в облаках, причем по оценкам различных авторов (см. [98; 124] ошибки могут составлять 1 °C (а при высоких скоростях полёта самолёта, более 120 мс⁻¹, и 3–5 °C), т.е. сопоставимы или даже превышают те возмущения, что вносят в окружающую среду облака. Ввести поправку на влияние облачных капель можно при условии, что чувствительный элемент датчика всегда смочен. В этом случае используется понятие коэффициента для полностью смачиваемого термометра-психрометра [93; 130], а поправка на смачиваемость ΔT термометра определяется из выражения [29]:

$$\Delta T = \Delta T^* (1 - \beta_0) \quad (1.4)$$

где $\beta_0 = \frac{1}{1 + \frac{1550}{p} \frac{dE}{dT}}$ — коэффициент полностью смачиваемого термометра

(E — давление насыщающих паров), а $\Delta T^* = 0,2rM^2T$ — динамический нагрев воздуха за счёт торможения потока в датчике температуры. В случае неполной смачиваемости можно ввести коэффициент смачиваемости β для конкретного термометра [29]:

$$\Delta T = \Delta T^* (1 - \beta) \quad (1.5)$$

Следует отметить, что поскольку величина β зависит только от типа термометра и температуры воздуха на уровне полёта, то поправка на смачиваемость оказывается практически постоянной при полёте самолёта через облако. Однако и в том и другом случае не предоставляется возможности корректно измерять высокочастотные пульсации температуры в облаке с жидко-капельной фракцией. Данный метод был пригоден только для измерения средней

температуры в облаке, измерения пульсаций температуры затруднялись тем, что влажность в облаке менялась, и термометр при этом мог быть частично смоченным, что приводило к ошибке в измерении пульсации температуры.

Для измерений температуры воздуха и её пульсаций с борта самолёта-лаборатории на уровне полёта в Центральной аэрологической обсерватории (ЦАО) был создан специальный датчик — высокочастотный датчик температуры ВДТ, первоначальная конструкция которого была предложена А.Н. Невзоровым и В.Г. Шугаевым [29]. Основным назначением датчика было измерение температуры воздуха в облаках, поэтому его конструкция предусматривала защитные меры от прямого воздействия облачных частиц. В этой же работе была исследована характеристика смачиваемости ВДТ облачными каплями с помощью сравнения данного датчика с датчиком другого типа, коэффициент смачиваемости которого был известен. Было показано, что коэффициент смачиваемости ВДТ β лежит в диапазоне 0,1 – 0,2. В дальнейшем датчик ВДТ подвергся ряду модификаций, была определена его инерционность [15; 16; 128]. Датчик ВДТ применялся в целом ряде самолётных исследований пограничного слоя атмосферы [48] и облаков [50] и в настоящее время является основным датчиком температуры на самолётах-лабораториях, используемых ЦАО в своих исследованиях [14].

Резюмируя данный краткий обзор можно отметить, что, несмотря на высокую проработанность проблемы измерений с борта самолёта температуры воздуха и скорости ветра, турбулентности для обеспечения высокоточных измерений необходимы дополнительные исследования точностных и частотных характеристик датчиков температуры и приёмников давлений. Требуется определить величины случайных погрешностей измерения температуры, обусловленных шумами датчика, качеством преобразования сигнала, стабильностью характеристик, точностью калибровки. Кроме того, чрезвычайно важно определить точные значения коэффициента восстановления (коэффициента качества) самолётных термометров и учесть систематические погрешности, которые могут возникать при введении поправки на динамический нагрев датчика. Важной задачей является также и определение аэродинамических погрешностей датчиков температуры и давления, учёт влияния на датчик

температуры облачных частиц.

1.1.2 ОПРЕДЕЛЕНИЕ СКОРОСТИ И НАПРАВЛЕНИЯ ВЕТРА С БОРТА САМОЛЁТА-ЛАБОРАТОРИИ

Для измерения направления и модуля скорости ветра с борта самолёта-лаборатории необходимо определить вектор движения самолёта относительно земной поверхности, а так же вектор движения относительно воздушной массы. Разность между этими векторами и представляет собой вектор ветра, который можно представить в виде трёх составляющих: меридиональной, широтной и вертикальной. Часто для практических целей рассчитывают компоненты только горизонтального ветра или модуль скорости ветра и направление ветра.

В самом общем случае при произвольном движении самолёта (с изменениями углов крена, тангажа и курса, изменениями скорости и высоты полёта самолёта) компоненты скорости ветра: меридиональную u , широтную v и вертикальную w можно рассчитать по следующим формулам [97]:

$$\begin{aligned} u &= -U[\cos \alpha \cos \beta \sin \psi \cos \theta + \sin \beta (\cos \psi \cos \phi + \sin \psi \sin \theta \sin \phi) + \\ &+ \sin \alpha (\sin \psi \sin \theta \cos \phi - \cos \psi \sin \phi)] + W_x - L(\dot{\theta} \sin \theta \sin \psi - \dot{\psi} \cos \psi \cos \theta) \\ v &= -U[\cos \alpha \cos \beta \cos \psi \cos \theta - \sin \beta (\sin \psi \cos \phi - \cos \psi \sin \theta \sin \phi) + \\ &+ \sin \alpha (\cos \psi \sin \theta \cos \phi - \sin \psi \sin \phi)] + W_y - L(\dot{\psi} \sin \psi \cos \theta - \dot{\theta} \cos \psi \cos \theta) \\ w &= -U(\cos \alpha \cos \beta \cos \psi \sin \theta - \sin \beta \cos \theta \sin \phi - \sin \alpha \cos \theta \cos \phi) + \\ &+ W_z + L\dot{\theta} \cos \theta \end{aligned} \quad (1.6)$$

где W_x , W_y , W_z — меридиональная, широтная и вертикальная компоненты путевой скорости самолёта соответственно, ψ — угол курса самолёта, ϕ — угол крена и θ — угол тангажа самолёта, точка над символом означает дифференцирование по времени. В формулах (1.6) присутствуют также аэродинамические углы: α — угол атаки и β — угол скольжения самолёта. Одним из наиболее важных (с точки зрения точности расчёта компонент скорости ветра) является воздушная скорость самолёта U . Величина L — расстояние от места расположения датчиков скольжения и крена до центра тяжести самолёта. Используемая система координат и система отсчёта углов положения самолёта и

аэродинамических углов представлена на рисунке 1.1, который заимствован из работы [96].

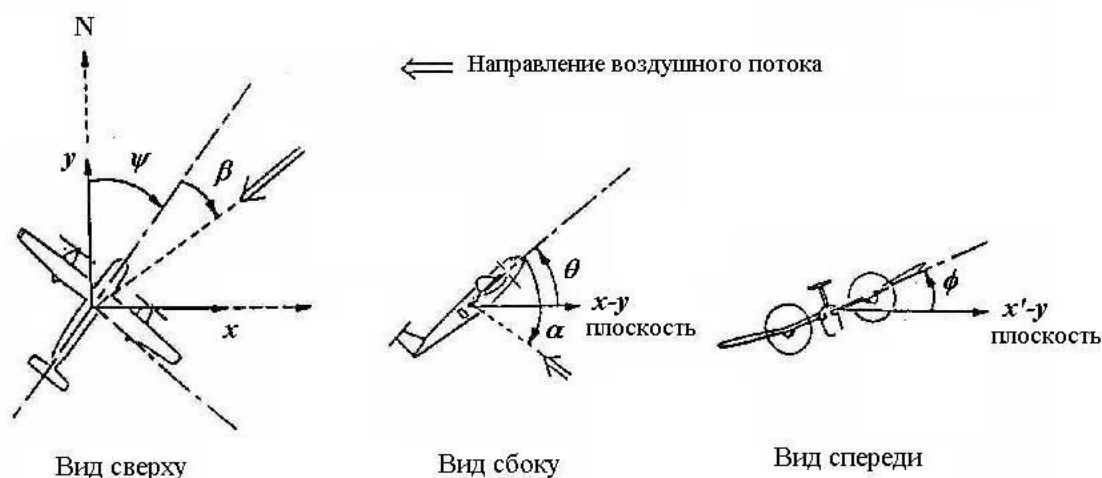


Рисунок 1.1 — Схема отсчета аэродинамических углов (атаки α и скольжения β) и углов положения самолёта (тангажа θ , крена ϕ , курса ψ)

1.1.2.1 МЕТОДЫ ИЗМЕРЕНИЯ ВЕКТОРА ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ САМОЛЁТА

Для измерений с борта самолёта вектора воздушной скорости применялись различные методы. Работа термоанемометра с нитью или пленкой в качестве чувствительного элемента основывалась на законе Кинга [74], т.е. зависимости теплоотдачи нити от скорости обдува. Для измерения трёх компонент скорости ветра использовались комбинации из трёх взаимно перпендикулярных элементов [110]. Термоанемометры обладали наиболее широким частотным диапазоном — вплоть до частоты 10000 Гц [77] и успешно использовались на самолёте [8], однако сильная чувствительность к флуктуациям температуры воздуха и воздействию частиц атмосферного аэрозоля препятствовала их широкому распространению.

Акустические анемометры также позволяли измерять три компоненты скорости воздушного потока, если использовались комбинации из трёх взаимно перпендикулярных акустических баз [7]. Кроме того, акустический анемометр позволял одновременно измерять и температуру потока [107; 122]. Использование

акустических анемометров на современных скоростных самолётах оказалось практически невозможным из-за сильного аэродинамического шума.

Наиболее удачным оказался подход, основанный на измерении аэродинамических углов (углов атаки и скольжения) и модуля воздушной скорости самолёта. Для измерения углов атаки и скольжения применялись вращающиеся и заторможенные флюгарки [96]. Свободно вращающаяся флюгарка позволяла измерять флюктуации углов вплоть до частоты в 20 Гц, а погрешность составляла около $0,01^\circ$. Заторможенные флюгарки имели лучшие частотные характеристики (до 100 Гц), но их погрешность была существенно хуже порядка $0,1^\circ$. Оба типа флюгарок плохо работали в облаках в условиях обледенения. Поэтому позднее флюгарки на самолётах-лабораториях были вытеснены анемоклинометрами.

Анемоклинометрами называют сферические или полусферические приёмники давлений с парами приемных отверстий, расположенных в различных плоскостях. Принцип действия сферического приёмника давлений (насадка) основан на измерении разности давлений на поверхности сферы и последующем расчёте по этому перепаду аэродинамических углов (атаки α или скольжения β).

В Центральной аэрологической обсерватории на протяжении длительного времени разрабатывались и использовались измерители пульсаций вертикальной компоненты скорости ветра, основанные на работе вращающихся флюгарок и сферического приёмника давлений [12], устройства для измерения скорости и температуры воздушного потока с борта самолёта лаборатории [13; 14; 16]. Работа сферического приёмника давлений ЦАО основывалась на формуле, полученной из известного закона распределения давления по поверхности сферы [37]:

$$\sin \alpha, \beta = \frac{\Delta p_{\alpha, \beta}}{(p_0 - p)(3,9 - b)} \quad (1.7)$$

где $p_0 - p$ — скоростной напор (разность полного и статического давлений в потоке), $\Delta p_{\alpha, \beta}$ — разность давлений в приемных отверстиях на поверхности сферы в вертикальной (для измерения угла атаки) и горизонтальной (для

измерения угла скольжения) плоскостях, а безразмерная величина $b = \frac{3,1 \times 10^8}{Re^{1,8}}$ считалась константой, поскольку изменения числа Рейнольдса для условий полёта самолётов-лабораторий несущественно влияли на её величину. Формула (1.7) была упрощена для диапазона скоростей полёта дозвуковых самолётов-лабораторий и представлена в полуэмпирическом виде [12]:

$$\Delta\alpha = K_{sp} \frac{\Delta p}{p_0 - p} \quad (1.8)$$

где $\Delta\alpha$ — приращения угла атаки, а $K_{sp} = 0,262$ — полуэмпирический безразмерный коэффициент. Согласно проведённым исследованиям чувствительность сферического приёмника давлений к флуктуациям угла атаки была не хуже $0,02^\circ$ [12], что соответствовало скорости вертикальных пульсаций около $0,01 \text{ мс}^{-1}$ при средней скорости полёта самолёта 100 мс^{-1} .

Анемоклинометры стали успешно применяться на самолётах для исследований структуры поля ветра и атмосферной турбулентности в различных странах и на различных типах самолётов [37; 70; 95]. Позднее применялись полусферические пятиточечные приёмники давлений фирмы Rosemount [111; 121]. В этих насадках помимо углов атаки и скольжения имелась возможность измерять также и полное и статическое давления, по которым можно рассчитывать истинную воздушную скорость и барометрическую высоту. Расчёт углов атаки α и скольжения β по показаниям полусферического приёмника давлений осуществлялся по следующим формулам [111]:

$$\alpha = \frac{\Delta p_v}{K_{ssp}(p_0 - p)} \quad (1.9)$$

$$\beta = \frac{\Delta p_h}{K_{ssp}(p_0 - p)} \quad (1.10)$$

Здесь Δp_v и Δp_h — разность давлений в приемных отверстиях насадка в вертикальной и горизонтальной плоскостях соответственно, а $K_{ssp} = 0,079$ — эмпирически определенный безразмерный коэффициент для полусферического приёмника давлений для скоростей потока с числом Маха M меньше 0,51 [111]. Погрешность измерения углов составляла около $0,01^\circ$, а максимальная частота —

от 10 до 30 Гц в зависимости от длины воздушных магистралей между приемными отверстиями приёмника и датчиком давлений. Анемоклинометры снабжались обогревом носовой части, что позволяло использовать их в любых метеоусловиях (в том числе и в облаках) и для любых видов исследований. В настоящее время пятиточечные анемоклинометры полусферического типа, разработанные фирмой Rosemount устанавливаются на подавляющее большинство исследовательских самолётов [59].

Расчёт истинной воздушной скорости самолёта и истинной температуры воздуха основывается на известных газодинамических уравнениях [1]. Для определения воздушной скорости необходимо измерять полное и статическое давления, для чего используются приёмники (насадки) полного и статического давления с подключенными к ним датчиками давления [120]. Модуль истинной воздушной скорости U определяется по числу Маха, рассчитанному с использованием формулы (1.2) и истинной температуре воздуха [28]:

$$U = K_u M \sqrt{T} \quad (1.11)$$

где $K_u = 72,149 \text{ кмч}^{-1}\text{К}^{-1/2}$ — размерный коэффициент, определенный теоретически для воздушной скорости, измеряемой в кмч⁻¹ [27].

Подробные исследования различных типов приёмников полного и статического давления были проведены в 1950-х годах (см. [87; 88]). Результаты этих исследований, включавших изучение влияния аэродинамических возмущений, скосов потока, изменений скорости и высоты полёта не устарели и по сей день, и используются для введения поправок в показания самолётной аппаратуры. И если полное давление измеряется такими приёмниками практически без искажений, то на показания датчика статического давления в сильнейшей степени влияют аэродинамические возмущения, вносимые в воздушный поток самолётом и элементами крепления датчиков, что должно учитываться при оценках качества измерения воздушной скорости самолёта.

Наиболее распространенными в настоящее время приёмниками давлений являются датчики Rosemount серии 858AJ [86; 121], в которых помимо полного и статического давлений производится отбор дифференциальных давлений для измерения скоса потока по принципу анемоклинометра. Данный тип датчика

предназначен для размещения на специальной штанге (носовой или подкрыльевой) с целью его выноса в слабо возмущенный поток воздуха. Для размещения на боковой поверхности фюзеляжа самолёта применяется другой вариант насадка — Rosemount 858Y [86; 121]. Необходимо отметить, что этот насадок не имеет приемных отверстий для отбора полного и статического давления, только отверстия для измерения углов атаки и скольжения. Среди приёмников давлений российского производства можно выделить ПВД-30 и ПВД-40 [41], которые предназначены для размещения на боковой поверхности фюзеляжа самолёта и служат для отбора полного и статического давлений. Особенностью ПВД-40 является то, что на его державке расположены дополнительные отверстия для измерения скоса потока по перепаду давлений.

Оценки возмущений воздушного потока для некоторых типов самолётов и способы введения поправок в показания датчиков давления и температуры были изложены в ряде работ [99; 100; 102; 134]. Однако в любом случае для точного измерения воздушной скорости самолёта необходимо исследовать аэродинамические возмущения конкретного самолёта-лаборатории и элементов его конструкции (штанги, на которой размещаются датчики, фюзеляжа в месте крепления датчиков), которые влияют на качество измерения давлений, и, в особенности, статического давления.

1.1.2.2 МЕТОДЫ ИЗМЕРЕНИЯ ВЕКТОРА ПУТЕВОЙ СКОРОСТИ САМОЛЁТА

К проблеме измерения компонент путевой скорости самолёта существовали два различных подхода. Первый заключался в раздельном определении горизонтальных и вертикальных компонент скорости. Для этого отдельно измерялась вертикальная перегрузка самолёта (либо с помощью инерциальной навигационной системы, либо с применением гиростабилизированных акселерометров), а интегрирование производили с учётом временного дрейфа гироскопической аппаратуры [63; 92]. Горизонтальный ветер в этом случае рассчитывался по данным навигационной системы (инерционной или доплеровской). Углы положения самолёта измерялись либо гироскопами с системой коррекции (гировертикалями) или инерциальной навигационной системой. Это позволяло добиться более высокой точности измерения пульсаций

вертикальной компоненты скорости ветра в том случае, если точность навигационной системы была невелика и вполне удовлетворительной точности измерения горизонтальных компонент ветра [90]. Иногда поправки в показания акселерометров вводились с помощью вариометрической аппаратуры, т.е. в области низких частот вертикальная скорость самолёта определялась дифференцированием вариаций барометрической высоты полёта самолёта [65].

Однако в настоящее время основной аппаратурой самолётов-лабораторий для измерений компонент путевой скорости и углов положения самолёта измерений являются инерциальные навигационные системы INS (Inertial Navigation System) или IRS (Inertial Reference System). Принцип работы инерциальной навигационной системы был основан на высокоточном измерении компонент перегрузки самолёта и их двукратном интегрировании для определения компонент скорости и координат самолёта [68]. Очевидно, что интегрирование по времени приводило к накоплению ошибок и, как следствие, к большим погрешностям измерения длинноволновых вариаций путевой скорости самолёта, в особенности её горизонтальных компонент. В состав INS (IRS) входят также и лазерные высокоточные гироскопы, измеряющие углы положения самолёта (см. рисунок 1.1). Первоначально для измерения курсового угла использовались гироскопы, однако точность их была невелика. Погрешность измерения курсовых углов удалось снизить с помощью использования инерциальных навигационных систем.

Важной особенностью инерциальных навигационных систем для самолётов-лабораторий является возможность определения компонентов вектора путевой скорости W (скорости полёта самолёта относительно земной поверхности): W_x , W_y и W_z в географической системе координат, т.е. вдоль осей x , y и z (см. рисунок 1.1). Эти данные необходимы для вычисления скорости и направления ветра и для обеспечения работы ряда комплексов измерительной аппаратуры. Погрешность определения горизонтальных компонент W_x и W_y с помощью современных INS (IRS) составляет около $0,10 - 0,15 \text{ мс}^{-1}$, а вертикального компонента $W_z - 0,15 \text{ мс}^{-1}$ при чувствительности к изменениям путевой скорости около $0,05 \text{ мс}^{-1}$. Интегрирование компонент ускорений самолёта в

инерциальной навигационной системе приводит к накоплению ошибки в определении координат. Современные INS имеют канал корректировки положения самолёта по спутниковым навигационным системам (GPS/ГЛОНАСС), что позволяет повышать точность измерений не только положения самолёта, но и его путевой скорости [66; 99]. Этот метод применяется в настоящее время на большинстве исследовательских самолётов, оснащенных системами INS и GPS [114].

При выполнении измерений на специальных измерительных режимах — участках горизонтального полёта с постоянной скоростью и без существенных изменений углов крена и тангажа точность измерений может быть существенно повышена, по сравнению с паспортными данными INS. Это связано с тем, что основная ошибка обуславливается дрейфом гироскопов и накоплением погрешности интегрирования перегрузок. На горизонтальных участках полёта эти факторы несут существенны и точность определения компонентов путевой скорости может достигать $0,05 \text{ мс}^{-1}$. Инерциальные навигационные системы обеспечивают также измерения углов положения самолёта в пространстве: углов крена ϕ , тангажа θ и курса ψ (рисунок 1.1). Погрешность измерения ϕ и θ составляет обычно $0,05 - 0,1^\circ$, а для угла курса ψ — $0,1 - 0,5^\circ$, чувствительность к изменениям углов — $0,0005^\circ$. Необходимо отметить, что помимо расчёта скорости и направления ветра, турбулентности, данные об углах положения самолёта необходимы и для обеспечения работы других измерительных комплексов самолёта-лаборатории.

Основное назначение спутниковых систем глобальной навигации — определение точных координат места самолёта-лаборатории. Существующие самолётные приёмники системы глобальной навигации GPS позволяют определять координаты самолёта по спутниковой группировке: для широты **Lat** в диапазоне $\pm 80^\circ$ и для долготы **Lon** в диапазоне $\pm 180^\circ$ с погрешностью около $0,0003^\circ$ (30 м). Эти системы предназначены для грубого захода на посадку (точный заход на посадку осуществляется по посадочным системам аэродрома). Развивающаяся в настоящее время отечественная спутниковая система ГЛОНАСС пока обеспечивает меньшую точность, однако её использование необходимо в качестве дублирующей системы в случае возникновения проблем с

системой навигации GPS. Существующие приёмники глобальной навигации позволяют работать либо в системе GPS, либо ГЛОНАСС и измерять также и геометрическую высоту полёта h_{GPS} ($h_{ГЛОНАСС}$) самолёта относительно уровня моря. Погрешность измерения высоты h_{GPS} ($h_{ГЛОНАСС}$) составляет около 0,01 км. Характеристики наиболее употребительных навигационных систем и гироскопической аппаратуры, используемых на современных исследовательских самолётах приведены в таблице 1.1.

Таблица 1.1 — Характеристики навигационного оборудования некоторых зарубежных исследовательских самолётов

Параметр	Измерительная система	Модель	Диапазон	Погрешность	Чувствительность
Текущие координаты самолёта	Loran C Navigation	ANI-7000	$\pm 80^\circ$ $\pm 180^\circ$	$\pm 0,0008^\circ$	0,19 км
	INS	Delco Carousel-IV	$\pm 80^\circ$ $\pm 180^\circ$	$\pm 0,0014^\circ$	3 км
	GPS	Nr. 103 Sercel	$\pm 80^\circ$ $\pm 180^\circ$	± 30 м	1 м
Углы крена и тангажа	INS	Delco Carousel-IV	$\pm 45^\circ$	$\pm 0,06^\circ$	$0,0009^\circ$
	INS	Litton LTN-90	$\pm 180^\circ$	$\pm 0,2^\circ$	$0,0006^\circ$
	INS	Honeywell Laseref V	$\pm 90^\circ$	$\pm 0,05^\circ$	$0,0006^\circ$
	Гироскоп	Humphr. 5A0905021	$\pm 30^\circ$	$\pm 0,1^\circ$	$0,05^\circ$
Угол курса	INS	Delco Carousel-IV	$\pm 180^\circ$	$\pm 0,1^\circ$	$0,0006^\circ$
	INS	Honeywell Lasernav YG1761B	$\pm 180^\circ$	$\pm 0,4^\circ$	$0,1^\circ$
Ускорение самолёта	Акселерометры	Systron-Donner 4211	$\pm 0,6$ g	$\pm 0,01$ g	0,001 g
	INS	Litton LTN-90	$\pm 1,0$ g	$\pm 0,01$ g	0,001 g
Вертикальное ускорение самолёта	Акселерометр	Humphr. 5A0905021	$\pm 1,0$ g	$\pm 0,002$ g	0,0001 g
Компоненты путевой скорости	INS	Delco Carousel-IVA	$0 - 400$ мс ⁻¹	$\pm 0,2$ мс ⁻¹	$0,01$ мс ⁻¹
	INS	Honeywell Laseref V	$-180 - 180$ мс ⁻¹	$\pm 0,05$ мс ⁻¹	$0,01$ мс ⁻¹
	INS	Litton LTN-90	$0 - 300$ мс ⁻¹	$\pm 0,2$ мс ⁻¹	$0,01$ мс ⁻¹

1.1.2.3 ОСОБЕННОСТИ РАСЧЁТА ТУРБУЛЕНТНЫХ ПУЛЬСАЦИЙ СКОРОСТИ ВЕТРА

Атмосферной турбулентностью называется хаотические неупорядоченные движения воздушных масс различных масштабов — от миллиметров до нескольких километров. Изучение турбулентных пульсаций (пульсаций компонент скорости ветра, температуры и влажности воздуха), является одной из наиболее важных задач изучения динамики атмосферы [9]. Например, турбулентность в пограничном слое атмосферы играет существенную роль в локальных метеорологических и гидрологических процессах, поэтому её изучение позволяет оценить особенности местного климата. Турбулентные потоки парниковых газов, таких как метана и углекислого газа очень важны для оценки характеристик газового обмена между атмосферой и поверхностью, аккумуляции газов в атмосфере, и, как следствие, прогнозов изменения климата. Кроме того турбулентные потоки явного и скрытого тепла (водяного пара) входят в уравнение теплового баланса земной поверхности, которое важно для описания моделей климата и оценки его изменения. Ясный физический смысл имеют пульсации скорости ветра относительно направления среднего ветра [31]. В силу существенной трёхмерности турбулентности при исследованиях рассматриваются два поперечных к среднему ветру компонента пульсации (вертикальная и горизонтальная) и один продольный компонент. Учитывая то, что на самолётелaborатории установлены приборы для измерения флуктуаций различных параметров таких как примеси аэрозолей, газов, пульсаций температуры и влажности воздуха, становится возможным по пульсационным компонентам определить турбулентные потоки различных субстанций.

Пульсации компонент скорости ветра (продольной u' , поперечной v' и вертикальной w') и температуры воздуха T' согласно представлению Рейнольдса записываются следующим образом [3]:

$$\begin{aligned}u' &= u - \bar{u}, \\v' &= v - \bar{v}, \\w' &= w - \bar{w}, \\T' &= T - \bar{T},\end{aligned}\tag{1.12}$$

где $\bar{u}$, $\bar{v}$ — текущие средние продольная и поперечная (относительно направления среднего ветра) компоненты скорости ветра, $\bar{w}$ — средняя вертикальная компонента скорости ветра, $\bar{T}$ — средняя температура. Кроме того, для пульсаций скорости ветра и температуры должны выполняться условия: $u' \ll U, v' \ll V, w' \ll W, T' \ll T$ [31]. Формулы (1.6) позволяют вычислять компоненты скорости ветра и их пульсации при полёте самолёта-лаборатории в любых условиях, в том числе и на виражах, при спусках и подъемах. Однако, данные о турбулентности, полученные при измерениях на виражах или при изменениях высоты полёта, трудно поддаются разумной интерпретации. В подавляющем большинстве случаев измерения турбулентности проводятся на участках горизонтального установившегося полёта, без существенных изменений углов крена и тангажа и воздушной скорости полёта — на так называемых «режимах» или измерительных участках. Участок полёта обычно считается горизонтальным, если вариации углов крена и тангажа на нем не превышают 5° , а изменения воздушной скорости — 20 км ч^{-1} . Полная обработка и получение корректных данных о турбулентности возможны только в наземных условиях, по окончании полётов. Это связано с тем, что для получения корректных характеристик турбулентности (спектров пульсаций, моментов распределений пульсаций, скорости диссипации турбулентной энергии и др.) необходимы сведения о среднем ветре на достаточно протяженном измерительном участке, что затруднительно получить в реальном масштабе времени.

1.1.2.4 ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЕ КОМПЛЕКСЫ СОВРЕМЕННЫХ САМОЛЁТОВ-ЛАБОРАТОРИЙ

Для современных самолётов-лабораторий метеорологического назначения сформировался типовой состав измерительных приборов и систем для измерения навигационных параметров полёта и основных термодинамических параметров атмосферы. В состав аппаратуры самолёта-лаборатории обычно входят [59]:

- система глобальной навигации GPS;
- инерциальная навигационная система INS;
- датчики статического и динамического давлений;

- датчики температуры (термометры сопротивления);
- полусферический приёмник давлений с подключенными к нему дифференциальными датчиками давлений;
- конденсационный гигрометр;
- гигрометр Лайман- α .

Перечисленные приборы и измерительные системы объединяются в единый комплекс, поскольку входящие в его состав измерительное оборудование требует введения взаимных поправок. Качество систем для измерения скорости ветра и турбулентности было оценено с помощью сравнительных измерений скорости и направления ветра и характеристик турбулентности различными самолётами. Самолёты-лаборатории “TwinOtter” и “KingAir” проводили сравнения показаний во время эксперимента FIFE (First ISLSCP Field Experiment) в 1987 и 1989 гг. [103]. Сравнение потоков импульса, явного и скрытого тепла, а также соответствующих спектров и коспектров, измеренных с бортов самолётов “Twin Otter”, “King Air” и L-188 “Electra”, были осуществлены во время эксперимента BOREAS [76] в 1994 г. Специальный эксперимент по сравнению данных самолётов-лабораторий FALCON, “Hercules” C-130 и “Merlin IV” был проведен в январе 1992 [114]. Неоднократно проводились эксперименты по сравнению термодинамических параметров атмосферы, турбулентности и турбулентных потоков, измеренных с борта самолёта и с помощью аппаратуры на метеорологических мачтах (см., например, [17; 75; 89]). Все эксперименты показали вполне удовлетворительное совпадение данных, все расхождения не выходили за пределы погрешностей применяемой аппаратуры и естественной изменчивости параметров атмосферы.

Точное измерение температуры воздуха с борта самолёта-лаборатории требует введения поправки на динамический нагрев датчика, которая определяется такими характеристиками датчика, как коэффициент восстановления Γ или коэффициент его качества η (см. формулы (1.1 – 1.3)). Одним из способов определения величины Γ для датчиков температуры является летный эксперимент. Так, например, в работе [13] величина Γ определялась по большой серии наблюдений на специальных режимах полёта самолёта (на так называемых режимах «разгон – торможение») в свободной атмосфере. Однако, в

связи с большими погрешностями измерений скорости полёта, высоты, и, главное, с горизонтальной неоднородностью поля температуры воздуха, ошибка определения величины Γ достигала 11%, что было слишком велико для точного измерения температуры воздуха. Эксперименты по определению Γ проводились также и во время полётов вблизи метеомачты в городе Обнинск, что позволяло более точно определять необходимые величины для расчёта коэффициента восстановления, поскольку в этом случае была известна температура на уровне полёта самолёта [17]. Следует также отметить и высокую стоимость летных экспериментов, что является немаловажным препятствием на пути исследований характеристик отдельных датчиков. Точность определения коэффициента качества для термометров Rosemount, представленная в литературе [119] была явно недостаточна для надежных исследований полей температуры с борта самолёта-лаборатории.

Несмотря на то, что самолётные измерения температуры воздуха, скорости и направления ветра производятся в мире довольно давно, остается еще целый ряд вопросов к качеству проводимых исследований. Появление высокоточных самолётных инерциальных навигационных систем, позволяющих измерять углы положения и компоненты путевой скорости самолёта, современные самолётные датчики давления и температуры позволяли существенно расширить возможности исследований атмосферы с помощью самолёта-лаборатории, для чего требуется проведение дополнительных исследований характеристик датчиков. Особую важность представляет исследование влияния аэродинамических возмущений и облачных капель на качество расчета температуры воздуха и скорости и направления ветра.

1.2 МЕТОДЫ И ТЕХНИКА АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ЭКСПЕРИМЕНТА ДЛЯ ИСПЫТАНИЙ САМОЛЁТНЫХ ДАТЧИКОВ ТЕМПЕРАТУРЫ

Эксперимент в аэродинамических установках — аэродинамических трубах (АТ) позволяет проводить всесторонние исследования датчиков температуры. Известно, что АТ широко используются в различных областях науки и техники. По принципу действия АТ можно разделить на непрерывные, периодического

действия и ударные [54]. По скорости потока АТ разделяются на дозвуковые, трансзвуковые, сверхзвуковые и гиперзвуковые. По компоновке контура — на замкнутые и незамкнутые. По типу рабочей части — на открытые и закрытые. Существуют также АТ с изменяемой геометрией. Трубы периодического, импульсного и ударного действия могут обеспечить сверхвысокие параметры потока, но в ограниченном интервале времени. В качестве примера аэродинамической трубы периодического действия можно привести гиперзвуковую аэродинамическую трубу Т-117 ЦАГИ.

Очевидно, что для исследований датчиков температуры, применяющихся на дозвуковых самолётах-лабораториях необходимы дозвуковые АТ непрерывного

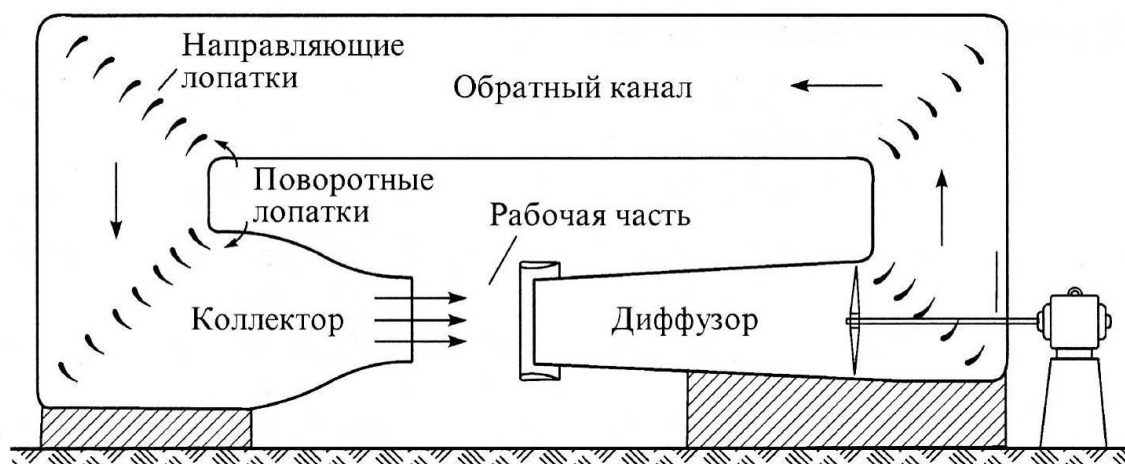


Рисунок 1.2 — Схема замкнутой аэродинамической трубы с открытой рабочей частью действия, которые позволяют исследовать обтекание объектов воздушным потоком на умеренных скоростных режимах длительное время. Незамкнутые АТ проще и дешевле в изготовлении, но для обеспечения сопоставимых характеристик с замкнутыми АТ требуют большей мощности. Открытая рабочая часть удобна с точки зрения расположения объекта исследований, но приводит к потерям скорости потока и ухудшению других характеристик потока, таких как равномерность скорости по сечению ядра воздушного потока и величины пульсаций скорости и направления потока. Общая схема дозвуковой замкнутой АТ с открытой рабочей камерой представлена на рисунке 1.2 [54], а схема незамкнутой АТ с закрытой рабочей камерой приведена на рисунке 1.3 [54].

Исследуемые объекты помещаются в рабочую часть на специальных державках или крепятся на специальных весах, которые позволяют оценить

суммарные силы, действующие на модель. Кроме того на поверхность модели могут быть сделаны ряды отверстий соединенных с манометрами, с помощью которых можно узнать распределение давления по поверхности. Скорость или число Маха в АТ обычно определяют с помощью трубки Пито-Прандтля по разности статического и полного давления (см. формулу (1.2).

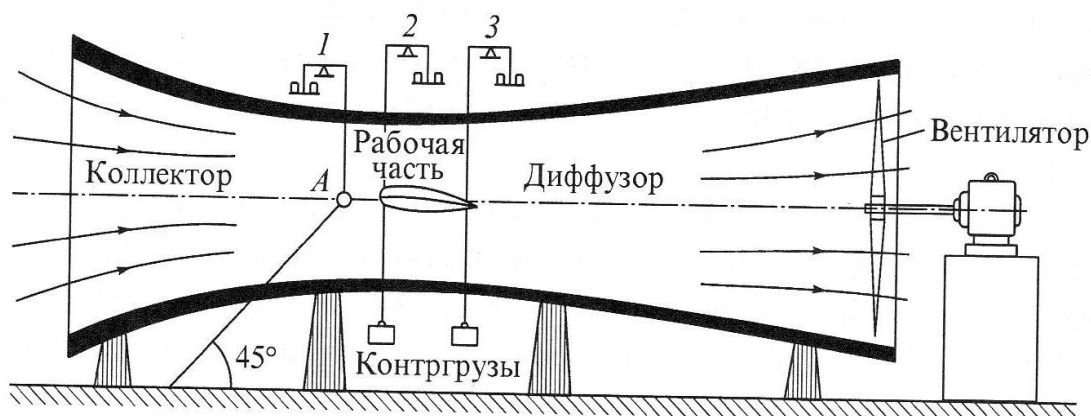


Рисунок 1.3 — Схема незамкнутой аэродинамической трубы с закрытой рабочей частью

Следует отметить, что подавляющее большинство АТ ориентировано на исследование аэродинамических характеристик различных объектов, т.е. на изучение распределения скоростей и давлений вокруг тел различной формы. Температурные характеристики воздушного потока, и, тем более, тонкая структура поля температуры в рабочей камере и возле исследуемого объекта, обычно остаются за границами исследователей. В то же время изучение процессов теплообмена в приёмниках (датчиках) температуры требует точного измерения температуры воздушного потока на входе в АТ, в рабочей части АТ, а также учёта возможного дрейфа температуры во время эксперимента. Эти требования вызывают необходимость создания специальной аэродинамической установки для определения характеристик датчиков температуры.

Исследования атмосферной турбулентности с борта самолёта-лаборатории требуют определения и такой важной характеристики самолётных термометров как время их тепловой инерции. В качестве меры инерционности обычно выступает постоянная времени датчика температуры, которая показывает, как быстро датчик реагирует на изменение температуры воздушного потока [82].

Датчики с большой тепловой инерцией (т.е. датчики с большой постоянной времени) не позволяют изучать вариации полей температуры в атмосфере с малыми масштабами. Для определения постоянных времени используются АТ, оборудованные средствами для создания скачка температуры в воздушном потоке [15]. По времени реакции датчика на создаваемый скачок температуры определяется постоянная времени датчика и его частотные характеристики.

На датчик температуры в полёте влияют облачные капли, которые могут существенно исказить показания датчика температуры [29]. Для исследования степени влияния облачных капель на показания самолётных термометров требуется использование специальной аэродинамической установки, позволяющей создавать воздушный поток с жидко-капельной фракцией. Существующие в мире АТ создавались, как правило, для экспериментального изучения процессов обледенения элементов конструкции самолётов. Теоретические основы обледенения самолётов были изложены в книге И.П. Мазина [32]. С целью исследования отложения льда в переохлажденных облаках на авиационные приёмники давления и температуры были разработаны специальные системы для аэродинамических труб, которые позволяли создавать низкие температуры в потоке воздуха и впрыскивать в поток переохлаждённую воду. Аналогичные установки применялись и для изучения характеристик самолётных датчиков влажности облаков. Эти аэродинамические установки позволяли создавать воздушный поток с заданной влажностью, температурой, а так же в некоторых случаях позволяли создавать поток с кристаллами льда. Перечень подобных АТ и их характеристик приведен в таблице 1.2, заимствованной из статьи [30].

Таблица 1.2—Характеристики АТ с системой впрыска капель

Принад- лежность	Назва- ние	Размер рабочей части, м*м*м	Ско- рость, мс ⁻¹	Размер капель, мкм	Вод- ность, гм ⁻³	Темпе- ратура, °С
РЭЦ (Латвия)	Т-4	2*1,5*5	15-70	8 - 35	0,25÷3	—
РЭЦ (Латвия)	Т-5	3,4*2,6*4	до 100	10 - 40	0,3÷2	-12
ЦИАМ (Россия, Тураево)	С-1А	Ø1,5	М≤0,5	~30	2,5	-30
NASA (США)	IRT	2,74*1,83*61	до 175	15÷50	0,2÷2,5	-32÷4

Принад- лежность	Назва- ние	Размер рабочей части, м*м*м	Ско- рость, мс ⁻¹	Размер капель, мкм	Вод- ность, гм ⁻³	Темпе- ратура, °С
NRC (Канада)	PIWT	3,1*6,1*12,2	до 54	15÷50	0,15÷2,5	-30÷0
CIRA(Италия)	IWT	2,35*1,15*3,6	до 150	15÷250	0,15÷2	-40÷35
«НПО «Тайфун» (Россия)	ГАТ	0,8*0,8*1,5	до 100	н/д	0÷5	-20÷40

В частности, в Италии в аэродинамической трубе IWT Icing Wind Tunnel (рисунок 1.4) изучали и тестировали обледенение элементов конструкции самолётов [85]. В этой АТ использовались инновационные системы для создания искусственных облаков, которые имитировали различные условия естественного



Рисунок 1.4 — Аэродинамический комплекс для исследования обледенения конструкций CIRA (IWT Icing Wind Tunnel)

обледенения, в том числе и те, что еще не являются обязательными по стандартам сертификации самолётов. Аэродинамическая установка IWT может генерировать скорость потока примерно до 800 кмч⁻¹, высоту над уровнем моря до 7000 м и температуру в потоке до минус 40 °С. АТ обладает набором различных рабочих камер, которые могут вместить широкий спектр полноразмерных объектов, от заборников двигателей и секций крыльев до шасси и систем вооружения. Оборудование CIRA служит для оценки эффективности систем защиты от обледенения, подлежащих сертификации. Возможности установки IWT и опыт исследования различных объектов, накопленный на основе многолетних работ с NASA и Boeing, европейские и международные аэрокосмические компании

используют для сертификации самолётов по условиям их обледенения.



Рисунок 1.5 — Аэродинамическая труба с системой создания водности в исследовательском центре Glenn NASA

Аэродинамическая труба с системой создания воздушного потока с переохлажденными каплями и кристаллами льда существует и в исследовательском центре NASA (Glenn Research Center, USA).

С помощью этой установки исследуется влияние условий обледенения на работу двигателей самолётов в полёте (см. рисунок 1.5) [84; 125]. В Канаде для исследований обледенения элементов конструкции самолётов используется аэродинамическая установка NRC Propulsion and Icing Wind Tunnel (PIWT) [113]



Рисунок 1.6 — Аэродинамическая установка NRC Propulsion and Icing Wind Tunnel (Canada)

(рисунок 1.6).

В настоящее время в ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского совместно с ЦИАМ им. П.И. Баранова идёт создание современной АТ с системой имитации переохлажденного облака для исследований процессов обледенения самолётов [57]. В «НПО «Тайфун» существует специальная Горизонтальная аэродинамическая труба (ГАТ) открытого типа, с закрытой рабочей частью с камерой Эйфеля [53]. Забор воздуха производится с улицы, отработанный воздух из нее также удаляется на улицу. Данная АТ имела систему впрыска воды, состоящую из нескольких форсунок. Эта установка была предназначена в основном для испытания различных химических реагентов, для целей активных воздействий на облака.

Таким образом, по результатам данного краткого анализа можно сделать следующее заключение. Основным предназначением упомянутых выше специальных АТ являлось исследование процессов обледенения и их влияние на аэродинамические характеристики элементов конструкций летательных аппаратов. Проблемы поддержания постоянной температуры в рабочей камере АТ, создания спектра капель, близкого к облачному, точность определения влажности в поток являлись второстепенными для поставленных задач. Кроме того большое энергопотребление АТ и дороговизна проведения экспериментов делает их использование для исследования отдельных датчиков нецелесообразным.

Очевидно, что для изучения характеристик самолётных датчиков температуры различных типов было необходимо создать специализированную аэродинамическую установку, обеспечивающую определение теплофизических качеств датчиков температуры, их инерционных характеристик и степень влияния облачных капель на их работу.

Дополнительным стимулом к созданию специальной аэродинамической установки в Центральной аэрологической обсерватории послужил тот факт, что установка ГАТ, принадлежащая НПО «Тайфун» находилась на момент начала наших исследований в стадии масштабной реконструкции. Проведенный выше анализ также показал, что установку предпочтительнее строить по открытому типу, поскольку в этом случае можно добиться стабильности поля температуры в рабочей камере.

1.3 МЕТОДЫ КОМПЬЮТЕРНОГО РАСЧЁТА АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ТЕЛ СЛОЖНОЙ ФОРМЫ

Развитие компьютерной техники и прогресс в области вычислительных методов в последние годы существенно изменил подходы к решению теоретических и прикладных инженерных задач гидродинамики и теплопередачи. Наряду с традиционными методами исследований, такими, как аналитические и экспериментальные методы, стал бурно развиваться третий метод — вычислительной гидродинамики. На его основе стало возможным создавать специальные программные комплексы, для решения задач газовой динамики, теплообмена, движения вещества, и других задач в области механики сплошных сред. Совершенствование вычислительных методов исследований и моделирования, позволяет заменять целый ряд натурных экспериментов численными расчётами гидродинамических и газодинамических процессов.

Современные компьютерные программы могут быть применены для расчётов характеристик датчиков температуры, поскольку обеспечивают получения картины распределения температуры воздуха в зоне чувствительного элемента датчика. Расчёт обтекания воздушным потоком элементов конструкции (т.е. определение распределения давлений и скорости потока в зоне размещения приёмников давления и температуры) позволяет определить аэродинамические поправки в показания датчиков давления и температуры и рассчитывать с высокой точностью как воздушную скорость самолёта, так температуру воздуха и скорость ветра. Необходимо отметить, что создание пакета программ для расчётов обтекания тел сложной формы весьма трудоёмко и требует больших затрат. Тем не менее, в настоящее время существует целый ряд программных комплексов, которые позволяют моделировать обтекание тел сложной формы различной средой, горение, поведение двухфазных сред, поведение среды в движущихся механизмах и другие важные задачи. В качестве таких программных комплексов можно упомянуть, например, AEROSHAPE 3D, ANSYSFLUENT [62] и ANSYSCFX [60] корпорации ANSYSInc [60], STAR — CD/STAR — CCM+ компании CD — AdapcoGroup [71], которые позволяют моделировать широкий спектр аэрофизических процессов для выполнения исследований, как в научных,

так и в инженерных областях.

Среди отечественных программ следует отметить такие программные пакеты, как FlowVision компании ТЕСИС [131], VP2/3, SINF, SigmaFlow. В этих программных пакетах реализованы разные модели течения для расчётов в обтекания тел сложной формы. Так, например, оценив заранее, будет ли течение турбулентно или нет, можно применить упрощённую модель течения для ламинарной жидкости или газа, использовать модель для несжимаемой или сжимаемой жидкости, например, при больших скоростях потока, когда изменение плотности начинает сказываться на процессе обтекания тел. К сожалению, сопоставить достоинства и недостатки существующих пакетов программ сложно. В связи с высокой трудоёмкостью создания подобных программ, в научных или коммерческих компаниях создается, как правило, только один программный пакет, что затрудняет сравнения различных решений на реальных прикладных задачах. Далеко не всегда удастся проверить качество работы расчётных программ и на реальных конструкциях методом сравнения с данными натурных экспериментов. Кроме того, решения большинства аэродинамических задач по ряду причин не представляются в открытом доступе. Тем не менее, по опыту использования FlowVision, наличию возможности сравнить результаты этой программы с данными, получаемыми с помощью программ Fluent [62], AEROSHAPE 3D, а так же с экспериментальными данными, можно сделать вывод о высоком качестве результатов расчёта по FlowVision. По некоторым оценкам погрешность расчётов параметров обтекания (давления, температуры и скорости потока) тел сложной формы с помощью программы FlowVision составляет не более 10%. Таким образом, представляется, что данная программа позволит обеспечить расчёт характеристик датчиков температуры и оценить величины аэродинамических погрешностей для датчиков давления, используемых на самолётах-лабораториях и существенно дополнить результаты экспериментальных исследований датчиков.

2 АППАРАТНО-ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ АТМОСФЕРЫ С БОРТА САМОЛЁТА-ЛАБОРАТОРИИ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ ЯК-42Д «РОСГИДРОМЕТ».

В 2013 г. совершил первые испытательные полёты самолёт-лаборатория нового поколения Як-42Д № 42440 «Росгидромет» [34; 35], предназначенный для исследования и мониторинга параметров атмосферы и подстилающей поверхности (см. рисунок 2.1). Проект самолёта-лаборатории создавался коллективом ученых и специалистов Центральной аэрологической обсерватории, Главной геофизической обсерватории, Научно-производственного объединения



Рисунок 2.1 — Самолёт-лаборатория Як-42Д № 42440 «Росгидромет» «Тайфун» Росгидромета и ряда учреждений других ведомств, а строительство самолёта-лаборатории было выполнено «Экспериментальным машиностроительным заводом им. В.М. Мясищева». По своему оснащению созданный самолёт-лаборатория, по крайней мере, не уступает лучшим зарубежным образцам, поскольку на его борт была установлена наиболее современная зарубежная и отечественная аппаратура.

Основой измерительной системы самолёта-лаборатории нового поколения

Як-42Д «Росгидромет» является аппаратно-программный комплекс для измерения навигационных параметров полёта и термодинамических параметров атмосферы АПК-1, который обеспечивает измерение параметров, характеризующих положение самолёта в пространстве и термодинамическое состояние атмосферы, что является основой для построения общей информационной картины распределений различных параметров атмосферы и подстилающей поверхности. От точности и надёжности измерений температуры и влажности воздуха, воздушной скорости самолёта, скорости и направления ветра существенным образом зависит качество исследований, выполнения работ по активным воздействиям на облака и других прикладных исследований. Исследования полей температуры и влажности воздуха, скорости и направления ветра, турбулентности на высотах в атмосфере представляют и самостоятельный интерес, поскольку позволяют изучать различные динамические образования в атмосфере: пограничный слой, облака, фронты и циклоны, струйные течения.

Скорость и направление ветра рассчитываются как разность между вектором скорости самолета относительно земли и вектором его движения относительно воздушной массы в соответствии с формулами (1.6). Современная навигационная аппаратура позволяет измерять вектор путевой скорости самолета с высокой точностью, однако измерения воздушной скорости самолета требуют более пристального внимания, поскольку на точность ее измерения воздействуют много фактором. К их числу можно отнести аэродинамические возмущения, вносимые в воздушный поток самолетом и искажающие измеряемые величины давлений, от которых зависит точность определения числа Маха полета (см. формулу 1.2). Величины этих возмущений не могут быть определены теоретически и требуют выполнения специальных исследований для конкретного типа самолета. Другим фактором, определяющим точность измерения воздушной скорости самолета, являются погрешности расчета температуры воздуха. Для ее точного расчета требуется знание коэффициента восстановления температуры для конкретного типа самолетного термометра (см. формулу 1.1). На показания самолетного термометра влияют также и облачные капли,

Именно поэтому целью настоящей диссертационной работы являлось создание и апробация методов расчета термодинамических параметров атмосферы (температуры воздуха, скорости и направления ветра, турбулентных

пульсаций компонент скорости ветра) по данным самолетной аппаратуры нового поколения с учетом перечисленных выше возмущающих факторов и проведение исследований термодинамического состояния атмосферы с помощью самолета-лаборатории.

2.1 КРАТКОЕ ОПИСАНИЕ АППАРАТНО-ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА АПК-1 САМОЛЁТА-ЛАБОРАТОРИИ ЯК-42Д «РОСГИДРОМЕТ»

Измерительная система самолета-лаборатории Як-42Д «Росгидромет» включает в себя комплексы аппаратуры, обеспечивающие измерение и регистрацию навигационных параметров полёта (координат, высоты и скорости полёта), температуры и влажности воздуха, ветра и турбулентности, концентраций газов и аэрозолей на высотах в атмосфере, интенсивности солнечного излучения, характеристик подстилающей поверхности, радиоактивного загрязнения атмосферы и подстилающей поверхности, спектров размеров, концентраций и изображений облачных капель и кристаллов, характеристик атмосферного электричества. На борту самолёта-лаборатории Як-42Д «Росгидромет» установлено также оборудование для передачи данных измерений в наземные центры сбора информации [2]. Самолёт-лаборатория Як-42Д «Росгидромет» оснащен бортовым аппаратно-программным комплексом АПК-1 [4], который предназначен для измерения навигационных параметров полёта самолёта-лаборатории (текущих координат места, высоты, направления полёта, путевой и воздушной скоростей, углов положения самолёта) и расчета термодинамических параметров атмосферы. Расчет давления, температуры воздуха, скорости и направления ветра, турбулентных пульсаций скорости ветра и температуры производится с применением методов, разработанных и апробированных в рамках настоящей диссертации.

2.1.1 СОСТАВ АППАРАТНО-ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА АПК-1

На самолёте-лаборатории Як-42Д «Росгидромет» установлены датчики и системы, обеспечивающие измерение первичных (исходных) навигационных

параметров полёта и термодинамических параметров атмосферы. Датчики и измерительные системы с помощью специализированного программного обеспечения объединены в единый аппаратно-программный комплекс АПК-1, который производит в реальном масштабе времени все необходимые вычисления, регистрацию полученных данных и их передачу в единый резервированный архив самолёта-лаборатории [4]. Перечень датчиков и измерительных систем, входящих в состав АПК-1 приведен в таблице 2.1.

Таблица 2.1 — Перечень измерительной аппаратуры и характеристики измеряемых первичных параметров АПК-1

Измерительные приборы	Регистрируемый параметр	Диапазон изменения	Средств. погрешн.
1. Система глобальной навигации GPS-ГЛОНАСС БПСН-2 ¹	Широта места Lat	от 80° N до 80° S	0,0003°
	Долгота места Lon	от 180° W до 180° E	0,0003°
	Геометрическая высота полёта H_g	от 0 до 10 км	0,01 км
2. Инерциальная навигационная система Honeywell Laseref VI ¹	Угол тангажа θ	от – 45° до +45°	0,05°
	Угол крена ϕ	от – 90° до +90°	0,05°
	Угол курса ψ	от 0 до 360°	0,2°
	Горизонтальные компоненты путевой скорости W_x и W_y	от – 180 до 180 мс ⁻¹	0,11 мс ⁻¹
	Вертикальная компонента путевой скорости W_z	от – 15 до +15 мс ⁻¹	0,07 мс ⁻¹
4. Радиовысотомеры А-075 и А-053 ¹	Высота относительно земной поверхности	от 0 до 10 км	0,004 км
5. Датчик MADT 2016B на подкрыльевой штанге	Барометрическая высота полёта H_{bi1}	от – 350 до 10000 м	4 м
	Число Маха M_{i1}	от 0,1 до 0,8	0,0025
6. Блок интерфейсов датчиков БИД на подкрыльевой штанге	Статическое давление p_{i1}	от 250 до 1050 гПа	0,4 гПа
	Динамическое давление q_{i1}	от 0 до 100 гПа	0,2 гПа
	Температура воздуха, высокочастотный датчик температуры ВДТ $T_{iВДТ1}$	от – 70 до + 50 °С	0,13 °С
	Температура воздуха, датчик температуры Rosemount 102CT2CB $T_{i102CT1}$	от – 70 до + 50 °С	0,29 °С
7. Датчик MADT 2016B	Барометрическая высота	от – 350 до 10000 м	2 м

Измерительные приборы	Регистрируемый параметр	Диапазон изменения	Средств. погрешн.
на правом борту	полёта H_{bi2}		
	Число Маха M_{i2}	от 0,1 до 0,8	0,005
8. Блок интерфейсов датчиков БИД на правом борту	Температура воздуха, датчик температуры Rosemount 102E4AL T_{i102E2}	от – 70 до + 50 °C	0,29 °C
	Температура воздуха, высокочастотный датчик температуры ВДТ $T_{iВДТ2}$	от – 70 до + 50 °C	0,13 °C
	Температура воздуха, датчик температуры Rosemount 102CT2CB $T_{i102CT2}$	от – 70 до + 50 °C	0,29 °C
9. Самолётный конденсационный гигрометр СКГ ²	Температура точки росы/инея T_w	от – 70 до +30 °C	0,5 °C

Примечания

¹ — Погрешности для стандартных авиационных приборов указаны в соответствии с их паспортными данными. Оценки погрешностей измерения температуры и давления будут приведены ниже.

² — Самолётный конденсационный гигрометр, который был разработан М.Ю. Мезриным [105; 106] и использовался в исследовательских проектах для определения относительной влажности воздуха.

Структурно АПК-1 подразделяется на следующие подсистемы:

- Навигационное оборудование (система GPS-ГЛОНАСС, инерциальная навигационная система и радиовысотомеры);
- Основной термодинамический комплекс на подкрыльевой штанге (преобразователь давлений, блок интерфейсов датчиков, датчики температуры и приёмники давлений, инерциальный измерительный блок);
- Дублирующий термодинамический комплекс (расположенные на боковой поверхности фюзеляжа самолёта преобразователь и датчики давлений и температуры, приёмники давлений, блок интерфейсов датчиков);
- Комплекс самолётных гигрометров (конденсационные гигрометры, ультрафиолетовый гигрометр).
- Рабочие места оператора АПК-1 РМО 1.1 и руководителя полётов РМО 1.2.

Датчики и измерительные системы объединяются в единый комплекс с помощью сетевого и компьютерного оборудования (бортового компьютера АПК-1).

2.1.2 НАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ АПК-1



Рисунок 2.2 — Блок приема сигналов спутниковой навигации БПСН-2



Рисунок 2.3 — Инерциальная навигационная система Laseref VI и её размещение на самолёте-лаборатории Як-42Д «Росгидромет»

В салоне самолёта-лаборатории размещаются система глобального позиционирования GPS-ГЛОНАСС БПСН-2 (внешний вид приёмника и антенны показан на рисунке 2.2), инерциальная навигационная система IRS Laseref VI (внешний вид блока и её размещение показаны на рисунке 2.3) и сигнальные выходы всех приборов подключаются к бортовому компьютеру АПК-1. На борту самолёта-лаборатории установлены также стандартные авиационные радиовысотометры больших (А-075) и малых (А-053) высот.

2.1.3 ОСНОВНОЙ ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС НА ПОДКРЫЛЬЕВОЙ ШТАНГЕ

Внешний вид штанги с установленными на ней датчиками температуры и давлений приведен на рисунке 2.4. Габаритно-установочный чертеж расположения подкрыльевой штанги на правой части крыла самолёта-лаборатории приведен на рисунке 2.5.

На подкрыльевой штанге самолёта-лаборатории располагаются:

- Полусферический приёмник давления Rosemount 858AJ с подключенными к нему блоком интерфейсов датчиков БИД-1 (с малогабаритными датчиками

статического давления, скоростного напора, дифференциальными датчиками давления Motorola) и преобразователь давлений MADT2016B. Длина подводящих воздушных магистралей не превышает 0,3 м для обеспечения необходимых частотных характеристик;

- Низкочастотный датчик температуры 102LA2AG, защищенный датчик температуры Rosemount 102CT2CB [132] и высокочастотный датчик



Рисунок 2.4 — Общий вид подкрыльевой штанги и размещение на ней датчиков температуры ВДТ, Rosemount 102CT2CB и 102LA2AG, преобразователя давлений Rosemount MADT2016, блока интерфейсов датчиков БИД-1 и приемника давления 858AJ на подкрыльевой штанге

температуры ВДТ, которые подключаются к блоку БИД-1 для сопряжения сигналов с датчиков давления и температуры, расположенных на штанге и



Рисунок 2.6 — Расположение датчиков дублирующего термодинамического комплекса АПК-1 на фюзеляже самолёта-лаборатории Як-42Д «Росгидромет»

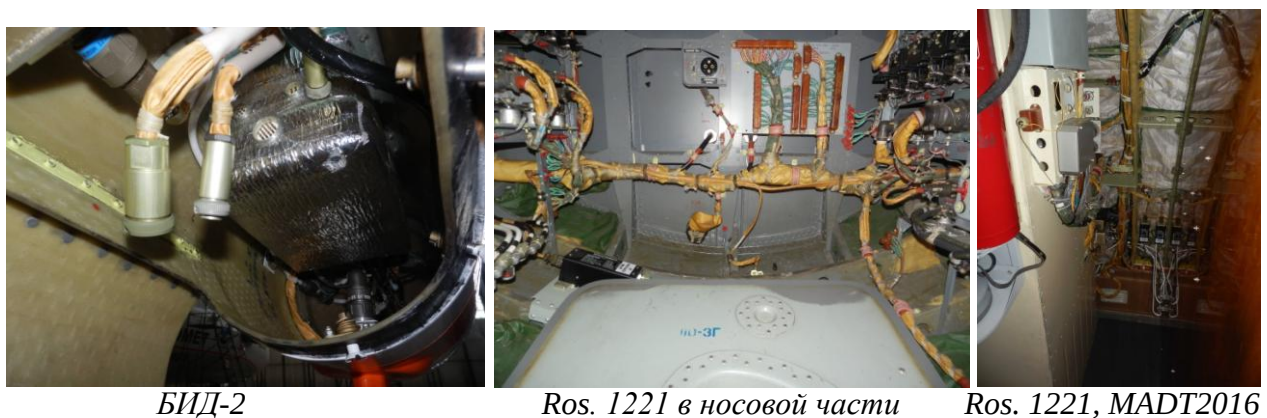


Рисунок 2.7 — Расположение блока интерфейса датчиков БИД-2 и датчиков давлений Rosemount внутри самолёта-лаборатории Як-42Д «Росгидромет»

2.1.5 КОМПЛЕКС САМОЛЁТНЫХ ГИГРОМЕТРОВ

Расположение обтекателей с датчиками самолетного конденсационного гигрометра СКГ, самолетного ультрафиолетового гигрометра УФГ и заборника воздуха гигрометра точки росы/инея GE1311XR показаны на рисунке 2.6. Отметим, что гигрометр УФГ находится в стадии доработки и в настоящее время не применяется, а гигрометр GE1311XR используется для калибровки и проверки

работы СКГ. Самолетные гигрометры УФГ и СКГ разработаны М.Ю. Мезриным.

2.1.6 РАБОЧИЕ МЕСТА ОПЕРАТОРА АПК-1 И РУКОВОДИТЕЛЯ ПОЛЁТОВ

На самолёте-лаборатории Як-42Д «Росгидромет» оборудованы два рабочих места операторов АПК-1 РМО 1.1 и руководителя полётов РМО 1.2. Внешний вид рабочих мест в момент измерений показан на рисунке 2.8. Для обеспечения



Рисунок 2.8 — а) — внешний вид рабочих мест операторов АПК-1 РМО 1.1 (справа) и РМО 1.2 (слева); б) — работа оператора АПК-1 во время проведения эксперимента на борту самолёта-лаборатории Як-42Д «Росгидромет»

руководства летным экспериментом и получения оперативной информации о термодинамическом состоянии атмосферы на борту самолёта-лаборатории сведения о параметрах полёта (координатах места, азимуте и удалении от точки, высоте, путевой и воздушной скоростях полёта, углах курса, крена и тангажа), а также об основных параметрах атмосферы (температуре воздуха, температуре точки росы, скорости и направлении ветра) выводятся на экран бортового комплекса АПК-1.

На дополнительный экран выводится карта полёта с нанесенной на неё траекторией самолёта, определенной по данным навигационных систем. Внешний вид экранов представлен на рисунок 2.9. Отметим, что информация о параметрах полёта и об основных параметрах атмосферы передается на экраны всех рабочих

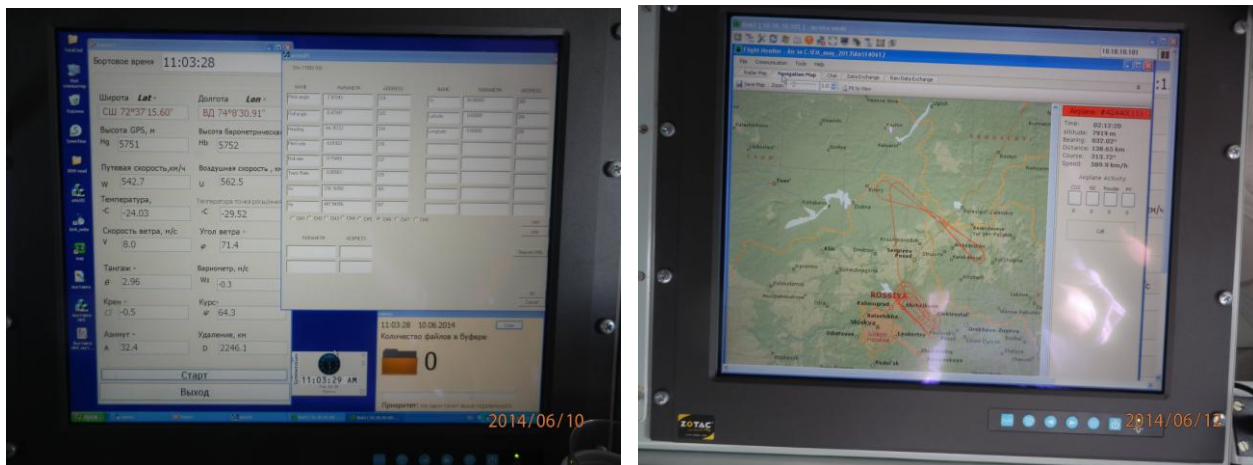


Рисунок 2.9 — Внешний вид бортовых экранов измерительного комплекса АПК-1 мест самолёта-лаборатории Як-42Д «Росгидромет».

2.2 РЕГИСТРАЦИЯ ДАННЫХ АПК-1

Регистрация всей получаемой информации АПК-1 проводится с помощью бортового информационно-вычислительного комплекса БИВК самолёта-лаборатории на компьютерах АПК-1 и его центральном сервере самолёта-лаборатории. Система регистрации данных разработана сотрудниками ЦАО Н.В. Базаниным и В.В. Волковым [4]. Всем измеренным значениям параметров (навигационным параметрам полёта, термодинамическим параметрам атмосферы) приписывается бортовое время с точностью до 0,001 с, в результате чего формируется единая база данных самолётных наблюдений (локальная база данных комплекса АПК-1 и общая база данных, расположенная на сервере БИВК) [4].

2.2.1 РЕГИСТРАЦИЯ ДАННЫХ ОТ ПРИБОРОВ И ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ СИСТЕМ АПК-1 ПО ПРОТОКОЛУ RS-485

В составе АПК-1 по протоколу RS-485 передают данные два устройства: БИД-1 и БИД-2. Частота передачи данных составляет 40 отсчетов в секунду. В полёте эти устройства работают только в режиме передачи данных. Полученные данные проходят первичную обработку, с возможностью введения поправочных

коэффициентов. Обработанная информация сохраняется в промежуточных файлах для передачи в БИВК.

2.2.2 РЕГИСТРАЦИЯ ДАННЫХ ОТ ПРИБОРОВ И ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ СИСТЕМ АПК-1 ПО ПРОТОКОЛУ ARINC-429

В состав АПК-1 входит ряд измерительных систем, использующих протокол ARINC-429, который изначально разрабатывался как стандарт передачи цифровых данных в авиации [10]. Особенности этого протокола — хорошая защищенность от внешних помех, которая достигается передачей сигналов биполярным дифференциальным кодом, развязанным с «землей». Прием данных по 6-ти каналам протокола ARINC-429 от инерциальной навигационной системы Laseref VI, системы спутниковой навигации GPS-ГЛОНАСС БПСН-2, радиовысотомеров А-053 и А-075 и преобразователей давлений MADT2016B осуществляется с помощью специально разработанного пакета программ. Частота приема данных от всех перечисленных устройств составляет 10 отсчетов в секунду.

2.3 РАСЧЁТ ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ

Вычисление основных термодинамических параметров атмосферы производится по текущим параметрам общей базы данных с помощью специальной программы, работающей на сервере БИВК. Для расчётов навигационных и термодинамических параметров используются исходные (первичные) параметры, перечисленные в таблице 2.1, и применяется процедура, основанная на методах, изложенных в разделе 1.1 и разработанных в настоящей диссертации.

Расчёт истинной барометрической высоты полёта по датчику MADT-1 (или MADT-2) H_b (в м) производится по формуле:

$$H_b = k_H H_{bi} \quad (2.1)$$

где k_H — поправочный коэффициент в барометрическую высоту на аэродинамические возмущения.

Расчёт истинного значения числа Маха M по датчику MADT-1 (или MADT-2) осуществляется по формуле [4]:

$$M = k_M M_i + b_M \quad (2.2)$$

где k_M и b_M — поправочные коэффициенты на аэродинамические возмущения. Результаты исследований аэродинамических возмущений, вносимых в поток самолётом и значения соответствующих поправочных коэффициентов в формулах (2.1 – 2.2) приведены ниже, в главе 4 настоящей диссертации.

Расчёт истинной температуры воздуха по датчику ВДТ-1 (или ВДТ-2) T_K (в К) и T (в °С) осуществляется с использованием известных газодинамических соотношений (см. формулу (1.1)):

$$T_K = \frac{T_{ВДТ} + 273,15}{1 + 0,2rM^2} \quad (2.3)$$

$$T = T_K - 273,15 \quad (2.4)$$

где r — коэффициент восстановления для датчика температуры. Результаты исследований величины для различных условий полета представлены в главе 3 настоящей диссертации.

Расчёт истинной воздушной скорости полёта самолёта U (в $мс^{-1}$) [27]:

$$U = 20,04 M \sqrt{T_K} \quad (2.5)$$

Расчёт модуля путевой скорости самолёта W (в $мс^{-1}$) по данным инерциальной навигационной системы Laseref VI:

$$W = \sqrt{W_x^2 + W_y^2} \quad (2.6)$$

Расчёт углов атаки α и скольжения β по показаниям полусферических приёмников давлений Rosemount 858AJ, расположенных на подкрыльевой штанге или на борту самолёта-лаборатории, осуществляется по следующим формулам [110, 115]:

$$\alpha, \beta = \frac{\Delta p_{v,h}}{k_{ssp}(p_0 - p)} \quad (2.7)$$

Здесь Δp_v и Δp_h — разность давлений в приемных отверстиях насадка в вертикальной и горизонтальной плоскостях соответственно, а k_{ssp} — эмпирически определенный безразмерный коэффициент для полусферического приёмника давлений, причем зависимость от числа Маха для этого коэффициента представляется в виде линейной зависимости, основанной на данных [98]:

$$k_{ssp} = A_{ssp0} - A_{ssp1} M \quad (2.8)$$

Величины коэффициентов по результатам аппроксимации данных, приведенных в работе [99] составили: $A_{ssp0} = 0,109$ и $A_{ssp1} = 0,064$ соответственно.

Расчёт компонент скорости ветра (зональной, меридиональной и вертикальной) u , v , w (в мс^{-1}) производится по следующим формулам [96]:

$$u = -U [\cos \alpha \cos \beta \sin \psi \cos \theta + \sin \beta (\cos \psi \cos \phi + \sin \psi \sin \theta \sin \phi) + \sin \alpha (\sin \psi \sin \theta \cos \phi - \cos \psi \sin \phi)] + W_x - L (\dot{\theta} \sin \theta \sin \psi - \dot{\psi} \cos \psi \cos \theta) \quad (2.9)$$

$$v = -U [\cos \alpha \cos \beta \cos \psi \cos \theta - \sin \beta (\sin \psi \cos \phi - \cos \psi \sin \theta \sin \phi) + \sin \alpha (\cos \psi \sin \theta \cos \phi - \sin \psi \sin \phi)] + W_y - L (\dot{\psi} \sin \psi \cos \theta + \dot{\theta} \cos \psi \sin \theta) \quad (2.10)$$

$$w = -U (\cos \alpha \cos \beta \cos \psi \sin \theta - \sin \beta \cos \theta \sin \phi - \sin \alpha \cos \theta \cos \phi) + W_z + L \dot{\theta} \cos \theta \quad (2.11)$$

Расчёт модуля скорости ветра V (в мс^{-1}) производится в соответствии с формулой:

$$V = \sqrt{V_x^2 + V_y^2} \quad (2.12)$$

Угол ветра δ (в диапазоне $\pm 180^\circ$) рассчитывается по формуле:

$$\varphi = 57,3 \arctg \frac{V_y}{V_x} \quad (2.13)$$

Расчёт относительной влажности воздуха Q производится по показаниям самолётного конденсационного гигрометра СКГ и истинной температуре воздуха в соответствии с формулой [69]:

$$Q = \frac{e(T_w)}{E(T)} 100\% \quad (2.14)$$

где $E(T) = 6,107 \cdot 10^{\frac{7,6326T}{241,9+T}}$ — насыщающая упругость водяного пара, а

$e(T_w) = 6,107 \cdot 10^{\frac{7,6326T_w}{241,9+T_w}}$ — упругость водяного пара для данной температуры точки росы.

По измеренным координатам места производился расчёт удаления D и азимута A самолёта от заданной точки (привода аэропорта Внуково). Для расчётов компонент скорости ветра компонент скорости ветра u и v (в мс^{-1}) в полёте, с целью получения оперативных данных и ускорения процедуры расчётов использовались упрощенные формулы [98]:

$$u = W_y - U \sin(\psi_{LR} + \beta) \quad (2.15)$$

$$v = W_x - U \cos(\psi_{LR} + \beta) \quad (2.16)$$

Для условий горизонтального установившегося полёта формулы (2.15 – 2.16) давали вполне удовлетворительный результат [99].

Аппаратно-программный комплекс АПК-1 прошел лётные испытания в составе самолёта-лаборатории Як-42Д «Росгидромет» [2], а методы расчета



Рисунок 2.10 — Вид датчиков АПК-1 (на подкрыльевой штанге и на боковой поверхности фюзеляжа) во время проведения исследований

термодинамических параметров атмосферы (в виде программных продуктов бортовых комплексов и системы наземной обработки данных) были апробированы в различных условиях исследования атмосферы. Самолёт-лаборатория Як-42Д «Росгидромет» использовался в исследованиях облаков и распространения примесей в московском регионе [5; 6], в работах по валидации сети наземных доплеровских метеорологических радиолокаторов ДМРЛ-С и в научно-производственных работах по метеозащите г. Москвы. Всего аппаратура комплекса отработала практически без сбоев в течение более чем 320 летных часов в 97 исследовательских полётах в Московской области и арктическом регионе РФ (районах Нарьян-Мара, п-ова Ямал, о. Новая земля). На рисунке 2.10 представлен внешний вид датчиков АПК-1 во время проведения исследований.

3 ИССЛЕДОВАНИЯ ПОГРЕШНОСТЕЙ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ ВОЗДУХА, СКОРОСТИ И НАПРАВЛЕНИЯ ВЕТРА С БОРТА САМОЛЁТА-ЛАБОРАТОРИИ

Точность расчёта основных термодинамических параметров атмосферы — температуры воздуха, скорости и направления ветра определяется не только погрешностями измерения первичных параметров, но и систематическими погрешностями, обусловленными аэродинамическими свойствами датчиков температуры и приёмников давления, аэродинамическими возмущениями, вносимыми в поток, элементами конструкции самолёта, воздействием на датчик температуры облачных капель. Всё это потребовало проведения специальных исследований — лабораторных и наземных калибровок датчиков, теоретических оценок случайных погрешностей расчётов параметров, численных и натурных экспериментов для определения теплофизических свойств датчиков температуры, аэродинамических погрешностей, летных испытаний для подтверждения характеристик аппаратуры и валидации методов измерения.

3.1 ЛАБОРАТОРНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ САМОЛЁТНЫХ ДАТЧИКОВ ТЕМПЕРАТУРЫ И ДАВЛЕНИЯ

3.1.1 МЕТОДЫ И СРЕДСТВА ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ ВОЗДУХА С БОРТА САМОЛЁТА-ЛАБОРАТОРИИ

3.1.1.1 ВЫСОКОЧАСТОТНЫЙ ДАТЧИК ТЕМПЕРАТУРЫ ВДТ

Основным средством для измерения температуры воздуха и её пульсаций на самолёте-лаборатории Як-42Д «Росгидромет» является высокочастотный датчик температуры ВДТ ЦАО [19; 20], прототип которого был создан в ЦАО (датчик конструкции Невзорова — Шугаева [29]). Впоследствии он был подвергнут ряду модернизаций [13; 15].

Высокочастотный датчик температуры ВДТ ЦАО является самолётным прибором и предназначен для работы в газовом (воздушном) потоке. Наглядно конструкция датчика ВДТ представлена на рисунке 3.1а, где приведена

детализация датчика, и на рисунке 3.1б, где изображен датчик в сборе. Чувствительным элементом датчика являлась платиновая нить (1) диаметром 30 мкм, намотанная на крестообразный каркас из стеклопластика (2). Для предотвращения паразитных токов, которые могут возникать в чувствительном элементе датчика при работе различных радиотехнических устройств самолёта (поскольку намотанная на каркас нить обладала некоторой индуктивностью), намотка производилась бифулярно. Каркас датчика крепился к электрическому разъёму (3), который одновременно служил державкой датчика и использовался для механического и электрического подсоединения к выносным самолётным штангам для размещения датчика в слабо возмущенном воздушном потоке.

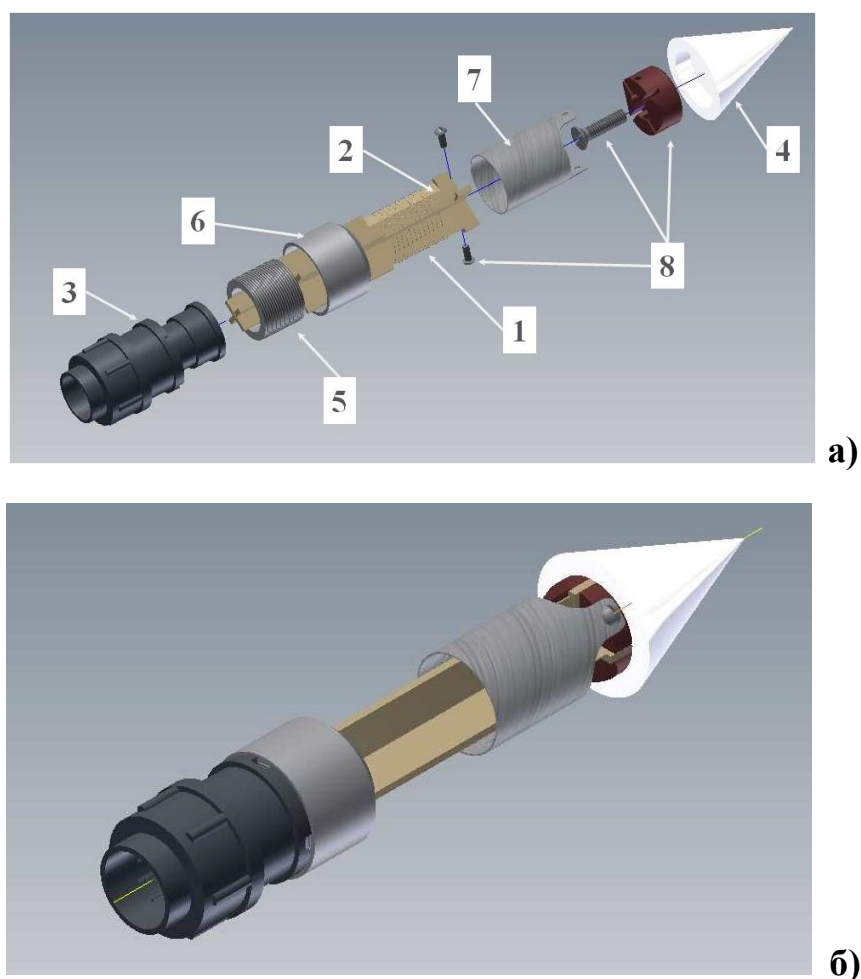


Рисунок 3.1 — Конструкция высокочастотного датчика температуры ВДТ ЦАО;
а) — детализовка датчика; б) — датчик в сборе

Такое решение обеспечивало надежную установку датчика ВДТ, и при необходимости позволяло быстро заменить датчик во время послеполётного обслуживания аппаратуры. С другой части к крестовине подсоединялся конус (4),

изготовленный из гидрофобного материала (тефлона). Конус служил для защиты чувствительного элемента от облачных частиц и частиц атмосферной пыли, а его гидрофобные свойства обеспечивали предотвращение отложения льда на датчике при полётах в переохлажденных облаках. Дополнительной мерой защиты датчика от обледенения служил кратковременно включаемый обогрев державки датчика для сброса льда. Обмотка обогрева (5) примыкала к разъему — державке датчика. Защитный экран (6) предотвращал возможный обрыв нити датчика в полёте, а также при работе со снятым датчиком в лаборатории.

Основные технические характеристики датчика ВДТ ЦАО:

- диапазон измеряемых температур от -60 до $+50$ °C;
- диаметр..... 30 мм;
- длина..... 140 мм;
- масса 0,09 кг;
- длина используемой нити — чувствительного элемента 0,8 м;
- материал нити.....платина ПЛ 99,93;
- диаметр нити 30 мкм;
- длина намотки нити вдоль каркаса датчика.....20 мм;
- количество витков намотки нити 18;
- начальное сопротивление чувствительного элемента
при 0 °C (в пределах)90–100 Ом;
- мощность подогрева корпуса датчика80 Вт.

Датчики ВДТ были подвергнуты лабораторным исследованиям с целью определения их точностных и инерционных характеристик и оценки степени влияния облачных капель на их показания. На самолёте-лаборатории Як-42Д «Росгидромет» одновременно используются два датчика ВДТ: на подкрыльевой штанге и в составе дублирующего комплекса на боковой обшивке фюзеляжа самолёта (см. раздел 2.2 настоящей диссертации). Два других датчика являются резервными и используются для замены при выходе из строя основных датчиков.

3.1.1.2 БЛОК ИНТЕРФЕЙСОВ ДАТЧИКОВ

Для преобразования сопротивления датчиков ВДТ (а также датчиков температуры Rosemount 102CT2CB и 102E4) в электрический сигнал, соответствующий температуре воздуха и сопряжения датчиков с бортовым

компьютером АПК-1 по цифровым каналам использовались блоки интерфейсов датчиков БИД, в которые были включены также датчики давления для измерения углов атаки и скольжения. Блоки БИД осуществляют преобразование с частотой 40 отсчётов в секунду в 16-тиричный цифровой код величин сопротивлений проволочных термометров сопротивления ПТС (датчиков ВДТ и Rosemount 102), сигналов статического, полного динамического и дифференциальных давлений с различных датчиков давлений и передачу всех цифровых сигналов по интерфейсу RS485.

БИД имеет два варианта исполнения. БИД-1 устанавливается в подкрыльевой штанге самолёта (см. рисунок 2.4) и имеет в своем составе плату с датчиками давления и штуцера для подключения внешних трубопроводов давления. Каналы измерения температуры служат для подключения датчиков температуры ВДТ ЦАО, Rosemount 102CT2CB и 102LA2AG. Блок БИД-1 устанавливается максимально близко к приёмнику давлений Rosemount 858AJ115 на штанге, что обеспечивает (при длине подводящих трубопроводов менее 60 см) измерение высокочастотных пульсаций (до 20 Гц) скоростного напора и дифференциальных давлений. БИД-2 устанавливается внутри фюзеляжа самолёта (см. рисунок 2.6) и не содержит датчиков давления. Блок БИД-2 имеет дополнительный разъём для подключения внешних датчиков дифференциальных давлений Rosemount 1221F2VL7B1A, датчика скоростного напора Rosemount 1221F2AF7B1B и датчиков температуры ВДТ ЦАО, Rosemount 102CT2CB, а также плату преобразования входных сигналов от внешних датчиков давления и температуры. Блоки БИД-1 и БИД-2 снабжены системой термостабилизации, их эксплуатация может осуществляться как в герметизированном отсеке самолёта, так и в негерметизированной части самолёта при температуре окружающей среды от -50 до $+50^{\circ}\text{C}$, давлении от 250 до 1050 мБар и относительной влажности от 15 до 95%.

3.1.2 СТЕНДЫ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЙ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЁТНЫХ ДАТЧИКОВ ТЕМПЕРАТУРЫ И ДАВЛЕНИЯ

Для проведения исследований блоков БИД-1 и БИД-2, а также датчиков температуры ВДТ ЦАО был создан специальный лабораторный стенд. В состав

стенда входило следующее оборудование и образцовые калибраторы:

- Блок питания НУ3050Е на напряжение 27 В;
- Магазин сопротивлений Р4831;
- Тестер воздушных сигналов ADTS505;
- Портативный калибратор давлений DPI610LP;
- Калибратор температуры АТС125В;
- Компьютер для регистрации результатов испытаний.

Для калибровки датчиков полного, статического и динамического давлений применяется калибратор давления ADTS-505, имеющий сертификат типа на специальное средство измерения Государственного стандарта РФ от 10.11.2003 г. GB.C.30.001.A. № 16496 и регистрационное удостоверение № 186-03-2006 в перечне специальных средств измерений гражданской авиации РФ. Для калибровки датчиков дифференциального давления применяется калибратор давления DPI-610, имеющий сертификат типа на средство измерения Государственного стандарта РФ от 10.11.2003 г. GB.C.30.001.A. № 38057 и регистрационное удостоверение № 16347-09 в перечне Государственного реестра средств измерений. Для калибровки датчиков температуры воздуха применяется калибратор температуры АТС-125В, имеющий сертификат типа на средство измерения Государственного стандарта РФ от 15.09.2002 г. DK.C.32.004.A. № 29022 и регистрационное удостоверение № 20262-07. в перечне Государственного реестра средств измерений. Характеристики проверочного оборудования приведены в таблице 3.1.

Таблица 3.1 — Характеристики проверочного оборудования лабораторного стенда для исследования датчиков давления и температуры

Наименование	Параметр	Диапазон	Разрешение	Погрешность
Тестер воздушных сигналов ADTS505	Абсолютное давление	0 – 1355 мБар	0,01 мБар	0,06 мБар
	Барометрическая высота	– 600 – 18000 м	0,1 м	0,9 м при 0 м
	Скоростной напор	0 – 2500 мБар	0,01 мБар	0,06 мБар

Наименование	Параметр	Диапазон	Разрешение	Погрешность
	Воздушная скорость	30 – 1200 кмч ⁻¹	0,1 кмч ⁻¹	0,12 кмч ⁻¹ при 1000 кмч ⁻¹
	Число Маха	0,16 – 2,8	0,0001	0,001
Портативный калибратор давлений DPI610LP	Дифференциальное давление	±25 мБар	-	0,05% ВПИ ¹ (0,017 мБар)
	Дифференциальное давление	±75 мБар	-	0,05% ВПИ ¹
Калибратор температуры ATC125B	Температура воздуха	– 90 – +155 °С	0,01 °С	±0,01°С+0,005 ВПИ ¹
Магазин сопротивлений P4831	Электрическое сопротивление	0,01 – 9999,99 Ом	0,001 Ом	0,02/2 * 10 ⁻⁶

Примечание:

¹ - ВПИ — верхний предел измерений

Перечисленные эталонные средства измерений используются как для лабораторных калибровок датчиков, так и для использования на передвижных лабораториях для проверки датчиков, демонтаж которых с борта самолёта-лаборатории сопряжен со значительными фюзеляжными работами. Структурная



Рисунок 3.2 — Структурная схема лабораторного стенда для исследований блока БИД-1
схема лабораторного стенда для исследований БИД-1 и датчика ВДТ ЦАО приведена на рисунке 3.2. Блок питания НУ3050Е обеспечивает электропитание блоков БИД напряжением 27 В постоянного тока. Магазин сопротивлений P4831 применяется для поверки трех каналов блоков БИД, к которым подключаются



Рисунок 3.3 — Внешний вид лабораторного стенда для исследований датчиков давления и температуры (1 — тестер воздушных сигналов ADTS505; 2 — калибратор температуры АТС125В; 3 — блок интерфейсов датчиков БИД; 4 — блок питания НУ3050Е; 5 — регистрирующий компьютер).

датчики температуры с электрическим сопротивлением 50, 100 и 500 Ом.

Тестер воздушных сигналов ADTS505 применяется для калибровки каналов измерения статического давления и скоростного напора БИД-1. Портативный калибратор давлений DPI610LP используется для калибровки трех каналов измерения дифференциальных давлений БИД-1. Калибраторы ADTS505 и DPI610 используются также и на самолёте-лаборатории в наземных условиях для проверки и калибровки преобразователей статического давления и скоростного напора MADT2016В и датчиков дифференциальных давлений 1221F2VL7B1А, измеряющих перепады давлений в приёмниках давлений Rosemount 858У. Внешний вид стенда для проверки термодинамического оборудования приведен на рисунке 3.3.

3.1.3 РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ ХАРАКТЕРИСТИК БЛОКОВ ИНТЕРФЕЙСОВ ДАТЧИКОВ БИД И ВЫСОКОЧАСТОТНЫХ ДАТЧИКОВ ТЕМПЕРАТУРЫ ВДТ ЦАО

Созданный стенд был использован для исследований блоков интерфейсов

датчиков БИД-1 (включая блок измерения статического, динамического и дифференциальных давлений) и БИД-2 и датчиков температуры ВДТ.

3.1.3.1 ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ БИД-1 и БИД-2

Целью исследований было определение работоспособности, диапазонов измерений, погрешности измерений, шумовых характеристик БИД-1 и БИД-2.

Диапазоны измерения блоками БИД-1 и БИД-2 составили:

- по статическому давлениюот 250 до 1050гПа;
- по скоростному напору.....от 0 до 100 гПа;
- по дифференциальному давлениюот – 25 до 25 гПа;
- по температуре от – 70 до +50°С.

Основные погрешности измерения БИД-1 и БИД-2 составили:

- по статическому давлению $\pm 0,50$ гПа;
- по скоростному напору $\pm 0,2$ гПа;
- по дифференциальному давлению $\pm 0,1$ гПа;
- по каналам измерения температуры $\pm 0,01$ °С.

Уровни шумов в каналах БИД-1 и БИД-2 составили:

- по каналам измерения давления..... не более 0, 017 гПа;
- по каналам измерения температуры не более 0,005 °С.

3.1.3.2 ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ ДАТЧИКА ТЕМПЕРАТУРЫ ВДТ ЦАО

Зависимость сопротивления датчика R_t с чувствительным элементом из платиновой проволоки от температуры воздуха t (в °С) согласно государственному стандарту представляется в виде [11]:

$$R_t = R_0 (1 + At + Bt^2) \quad (3.1)$$

где R_0 — сопротивление нити при температуре 0 °С (начальное сопротивление),

а $A = 3,908 * 10^{-3} \text{ } ^\circ\text{C}^{-1}$ и $B = - 5,780 * 10^{-7} \text{ } ^\circ\text{C}^{-2}$ — коэффициенты температурной зависимости сопротивления платиновой нити чувствительного элемента датчика.

В результате исследований, проведенных с использованием калибратора

температуры АТС125В, были определены начальные сопротивления R_0 датчиков ВДТ №№ 1 – 4 и зависимости сопротивления датчиков от температуры воздуха. Среднеквадратическое отклонение измеренных сопротивлений датчиков от теоретических составило 0,01 Ом, что соответствует отклонению в температуре воздуха не более чем 0,03 °С. Коэффициенты зависимости сопротивления нити датчиков ВДТ от температуры приведены в таблице 3.2. Как следует из таблицы, величины коэффициентов в формуле (3.1) оказались близки к стандартным, отклонения можно объяснить дополнительными погрешностями, обусловленными особенностями пайки нити чувствительного элемента датчиков к контактными проводам.

Таблица 3.2 — Коэффициенты зависимости сопротивления нити датчиков ВДТ от температуры

Датчик	R_0 , Ом	A , $\cdot 10^{-3}$ °С $^{-1}$	B , $\cdot 10^{-7}$ °С $^{-2}$
ВДТ № 1	92,609	3,909	–4,340
ВДТ № 2	92,234	3,878	–3,353
ВДТ № 3	91,586	3,876	–2,715
ВДТ № 4	92,848	3,888	–2,347

Таким образом, погрешность калибровки датчиков температуры ВДТ (с учётом шумов в каналах БИД-1 и БИД-2) не превышала 0,03 °С.

3.1.3.3 ВРЕМЕННАЯ СТАБИЛЬНОСТЬ ДАТЧИКОВ ТЕМПЕРАТУРЫ ВДТ

Были проведены исследования датчиков ВДТ с целью определения временной стабильности характеристик, т.е. изменения градуировочных характеристик датчика за время хранения и эксплуатации. Период хранения и применения датчиков составил 1 год. В результате исследований выявлено, что вновь полученные кривые градуировки имеют смещение от первоначальных не более, чем на 0,045 Ом во всём диапазоне температур, что соответствует ошибке в измерении температуры не более, чем на 0,13 °С. Эта величина была принята в качестве основной погрешности датчиков температуры ВДТ ЦАО и использовалась в дальнейшем для оценки случайных погрешностей истинной температуры и скорости ветра.

3.1.4 ИНЕРЦИОННЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ДАТЧИКА ВДТ И ПНЕВМАТИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ИЗМЕРЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ

Инерционные характеристики датчика температуры, датчиков давления и пневматических магистралей, соединяющих приёмники и датчики давлений, определяют минимальные масштабы атмосферных вихрей, которые могут быть измерены с борта самолёта-лаборатории. Исследованию частотных характеристик самолётных приборов было посвящено большое количество статей [82; 83; 117; 128]. Инерционные свойства прототипов датчиков, устанавливаемых в настоящее время на самолёт-лабораторию Як-42Д «Росгидромет» исследовались ранее в ряде работ, основные результаты которых приводятся ниже.

3.1.4.1 ТЕПЛОВАЯ ИНЕРЦИЯ ДАТЧИКА ТЕМПЕРАТУРЫ ВДТ

Лабораторные и летные исследования прототипа датчика ВДТ (геометрическая конфигурация которого практически полностью совпадала с датчиком ВДТ ЦАО), проведенные ранее позволили определить его тепловую инерцию [15; 49; 128]. Инерционные (частотные) характеристики датчика ВДТ оценивались с помощью модифицированной аэродинамической установки DISA, снабженной специальным нагревателем перед воздухозаборником. В рабочей камере установки создавался скачок температуры на разных скоростях потока воздуха, по которому и определялось время реакции датчика температуры [15]. Постоянная времени датчика ВДТ рассчитывалась с помощью формулы [117]:

$$\Delta T = (T_I - T_F) e^{-\frac{\tau}{\lambda}} \quad (3.2)$$

где T_I — температура подогретого воздуха, T_F — температура после вывода нагревателя из потока, τ — текущее время, λ — постоянная времени испытываемого датчика температуры.

Эксперименты, проведенные в предыдущие годы в аэродинамической установке DISA при различных скоростях потока позволили построить зависимость постоянной времени прототипа датчика ВДТ от скорости потока [15; 16]. По этим данным были построены зависимости величины λ для датчика ВДТ от скорости и числа Маха воздушного потока (см. рисунок 3.4).

Сглаживание экспериментальных данных было проведено с помощью

экспоненциальной кривой вида:

$$\lambda = \lambda_0 + A_\lambda e^{-\frac{U}{U_0}} \quad (3.3)$$

причем величины коэффициентов составили $\lambda_0 = 0,0131 \pm 0,0008$, $A_\lambda = 0,049 \pm 0,003$ и $U_0 = 19,54 \pm 2,06$. Во всех случаях сглаживание экспериментальной зависимости было проведено с большой степенью достоверности — коэффициент корреляции составил 0,99 с вероятностью отклонения гипотезы не более 0,0008. Экстраполяция данных в область скоростей

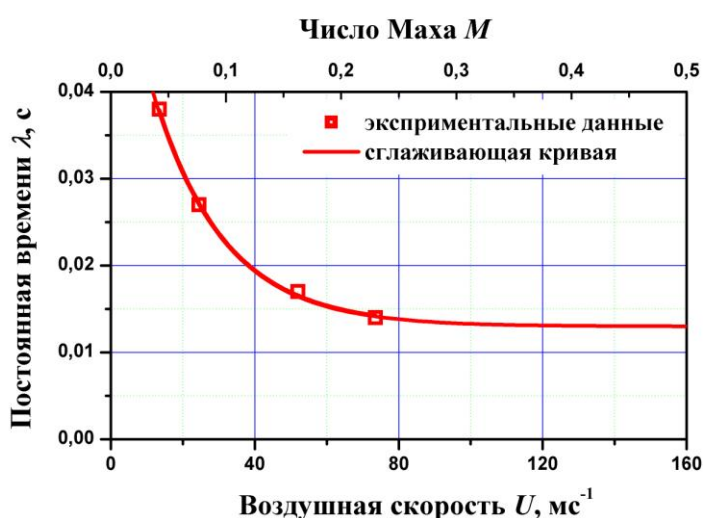


Рисунок 3.4 — Зависимость постоянной времени датчика ВДТ от скорости потока и числа Маха

и чисел Маха, характерных для полётов самолётов-лабораторий показала, что кривая асимптотически стремится к величине $\lambda_0 = 0,013$ с, что позволяет считать величину постоянной времени датчика ВДТ λ (для чисел Маха больше 0,25) равной 0,013 с. Эта величина соответствует граничной

частоте пульсаций температуры в 12 Гц или (для типичных скоростей полёта самолёта-лаборатории 120-180 мс⁻¹) пространственным масштабам атмосферных вихрей 2 – 5 м. Таким образом, инерционные свойства датчика ВДТ давали возможность проводить самолётные измерения турбулентных пульсаций скорости ветра и температуры и турбулентные потоки тепла в атмосфере.

3.1.4.2 ЗАПАЗДЫВАНИЕ ПОКАЗАНИЙ ДАВЛЕНИЯ В ВОЗДУШНЫХ МАГИСТРАЛЯХ

Применяемые на самолётах-лабораториях датчики давления позволяют, как правило, измерять давления, пульсирующие с высокой частотой, по крайней мере, до 50 Гц. Используемые в блоке БИД-1 датчики давлений (датчики

дифференциального давления Honeywell 26PC015MT, датчик статического давления Honeywell 142PC15A [80] и датчик динамического давления MPXV5010DP фирмы Freescale Semiconductor Inc. [109]) имеют граничные частоты около 100 Гц. В существенно большей степени частотные характеристики ограничиваются инерционностью воздушных магистралей, соединяющих приёмники давлений и датчики давлений [49]. Как было показано [38; 39], магистрали длиной до 1 м позволяют измерять без искажений пульсации давления с частотой до 10 Гц. Кроме того, на запаздывание воздушного сигнала в магистралях могут оказать влияние емкости подключенных измерительных приборов. Расположить датчики давления в непосредственной близости от приёмников давления обычно не представляется возможным по техническим причинам, поэтому требуются исследования инерционных характеристик системы «датчик давления – воздушная магистраль».

Определение инерционных характеристик датчиков давления и величины запаздывания в воздушных магистралях основываются на определении времени реакции системы на заданный скачок давления. Расчёт постоянной времени при этом производится по формуле, аналогичной формуле (3.3) [49]:

$$\Delta p = (\Delta p_I - \Delta p_F) e^{-\frac{\tau}{\lambda_p}} \quad (3.4)$$

где Δp_I и Δp_F — начальный и конечный перепады давления в приемных отверстиях насадка, τ — текущее время, λ — постоянная времени системы «датчик давления – воздушная магистраль».

Схема эксперимента по исследованию запаздывания в воздушных магистралях самолётной штанги с подключенным к приёмнику давлений

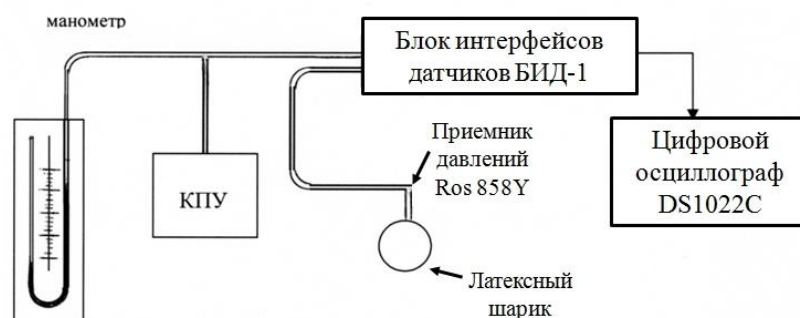
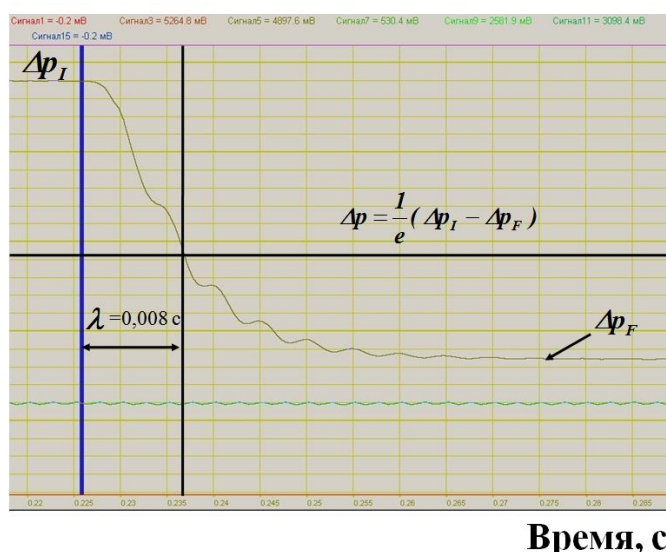


Рисунок 3.5 — Схема эксперимента по исследованию запаздывания в воздушных магистралях для измерения давления

Rosemount 858Y блоком БИД-1 для измерения давления представлена на рисунке 3.5. Одно из отверстий приёмника давлений подключалось к латексному шарик и на датчике давлений с помощью насоса контрольно-поверочной установки КПУ создавалось начальное сверхдавление Δp_I , контролируемое манометром. Далее шарик разрушался, в результате чего в воздушных магистралях приборов возникал скачок давления, реакция датчика давления в БИД-1 на который регистрировалась на цифровом осциллографе. На рисунке 3.6 приведена копия ленты осциллографа с записанным переходным процессом в датчике давлений



Время, с

Рисунок 3.6 — Осциллограмма переходного процесса реакции датчика БИД-1 на скачок давления в воздушных магистралях

БИД-1 для системы воздушных магистралей длиной 40 см.

Величина постоянной времени определялась как период времени, за который наблюдалось спадание сигнала давления в «е» раз (отмечены на рисунке черными линиями). Как следует из рисунка, постоянная времени системы «приёмник давления — датчик давления» в этом случае составила 0,008 с, что соответствует граничной частоте пульсаций давления в 20 Гц или пространственным масштабам атмосферных вихрей 1 – 2 м (для типичных скоростей полёта самолёта-лаборатории 120 – 180 мс⁻¹). Проведенный цикл исследований инерционных свойств пневматической системы подкрыльевой штанги самолёта-лаборатории при различной длине магистралей (от 40 до 100 см) показал, что длина воздушных магистралей не должна превышать 40 см, что и было выдержано при установке приборов на самолёт.

Так как при расчётах воздушной скорости самолёта и скорости ветра используются значения температуры воздуха, статического и динамического давлений (см. формулы (2.5 – 2.13)), общая инерционность измерительной системы определялась наиболее инерционным датчиком — датчиком температуры ВДТ. Поэтому все аэродинамические измерения ограничивались частотой 12 Гц, что при скоростях полёта самолёта-лаборатории Як-42Д «Росгидромет» соответствовало пространственным масштабам вихрей 2 – 5 м.

3.2 ОЦЕНКИ СЛУЧАЙНЫХ ПОГРЕШНОСТЕЙ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ ВОЗДУХА, СКОРОСТИ И НАПРАВЛЕНИЯ ВЕТРА

Измерения всех термодинамических параметров атмосферы с борта самолёта-лаборатории являются косвенными, т.е. эти параметры определяются в результате проведения соответствующих расчётов по первичным (измеренным) параметрам. В этом случае определение случайных погрешностей при косвенных измерениях производится по формуле [28]:

$$\delta z = \sqrt{\left(\frac{\partial z}{\partial x_1}\right)^2 \delta x_1^2 + \left(\frac{\partial z}{\partial x_2}\right)^2 \delta x_2^2 + \dots + \left(\frac{\partial z}{\partial x_n}\right)^2 \delta x_n^2} \quad (3.5)$$

где $z = f(x_1, x_2, \dots, x_n)$ — анализируемый параметр, зависящий от нескольких переменных. Измерения переменных $x_1, x_2, \dots, x_n$ считаются независимыми.

Погрешности измерения и начальные чувствительности первичных термодинамических и навигационных параметров приведены в таблице 2.1 раздела 2.1. По этим величинам были оценены случайные погрешности расчёта основных термодинамических параметров. Для оценок были применены формулы, выведенные в справочном пособии [49]. Диапазоны изменения, случайные погрешности и разрешение сигналов при передаче в базу данных рассчитываемых параметров полёта и термодинамических параметров атмосферы приведены в таблице 3.1. Погрешности измерения барометрической высоты полёта и числа Маха были определены в результате прямых градуировок преобразователя MADT2016 на самолёте-лаборатории с помощью тестера воздушных сигналов ADTS505, поскольку программа расчёта высоты H и числа

Маха M по формуле (1.2) была заложена производителями непосредственно в электронную схему преобразователя. Эти погрешности представлены ниже в таблице 3.3. Для проведения оценок погрешностей были приняты следующие средние величины температуры воздуха и числа Маха полёта, характерные для самолёта Як-42Д: $M \approx 0,5$ и $T_i \approx 300$ К.

Случайная погрешность расчёта истинной абсолютной температуры воздуха по формуле (1.1.1) определяется из выражения [49]:

$$\frac{\delta T}{T} = \sqrt{\left(\frac{\delta T_i}{T_i}\right)^2 + \left(\frac{\varepsilon - 1}{\varepsilon}\right)^2 \left(\frac{\delta r}{r}\right)^2 + 2\left(\frac{\varepsilon - 1}{\varepsilon}\right)^2 \left(\frac{\delta M}{M}\right)^2} \quad (3.6)$$

где $\varepsilon = 1 + 0,2rM^2$, и принято, что экспериментально определенные значения коэффициента восстановления $r \approx 0,730$, а его погрешность $\delta r = 0,015$ (оценки погрешности определения коэффициента восстановления будут приведены ниже, в разделе 3.2.2). Для высокочастотного датчика температуры ВДТ (погрешность $\delta T_i = 0,13$ К согласно данным градуировок и таблице 2.1) случайная относительная погрешность окажется равной $\frac{\delta T}{T} = 0,00096$, что в абсолютных величинах составляет $\delta T \approx 0,3$ К.

Погрешность расчёта истинной воздушной скорости определяется по формуле [49]:

$$\frac{\delta U}{U} = \sqrt{\left(\frac{\delta M}{M}\right)^2 + \frac{1}{4}\left(\frac{\delta T}{T}\right)^2} \quad (3.7)$$

Отсюда $\frac{\delta U}{U} \approx 0,001$ и для скорости полёта $U = 150$ мс⁻¹, характерной для самолёта типа Як-42Д, абсолютная погрешность определения воздушной скорости будет равна $\delta U = 0,15$ мс⁻¹.

Погрешность расчёта углов атаки α и скольжения β по формулам (2.7) можно определить из выражений [49]:

$$\delta \alpha = \alpha \sqrt{\left(\frac{\delta(\Delta p)}{\Delta p}\right)^2 + \left(\frac{\delta q}{q}\right)^2 + \left(\frac{\delta k_{ssp}}{k_{ssp}}\right)^2} \quad (3.8)$$

$$\delta\beta = \beta \sqrt{\left(\frac{\delta(\Delta p)}{\Delta p}\right)^2 + \left(\frac{\delta q}{q}\right)^2 + \left(\frac{\delta k_{ssp}}{k_{ssp}}\right)^2} \quad (3.9)$$

Учитывая, что для оценок принято: разность давлений в приемных отверстиях полусферического насадка $\Delta p = 5$ кПа, скоростной напор $q = 10$ кПа, соответствующие абсолютные погрешности составят: $\delta(\Delta p) = 0,02$ кПа, $\delta q = 0,02$ кПа. Отсюда абсолютные случайные погрешности расчёта аэродинамических углов: $\delta\alpha \approx 0,0005$ и $\delta\beta \approx 0,0005$ (в радианах). Здесь учтено, что погрешность определения коэффициента k_{ssp} для полусферического приёмника давлений Rosemount 858Y или 858AJ согласно [111] составляет 0,1%.

Выражения для оценки случайных погрешностей расчёта широтной u , меридиональной v и вертикальной w компонент скорости ветра по формулам (2.9 – 2.11) представляются в виде [49]:

$$\delta u \approx \sqrt{(\delta U)^2 + (\delta W_x)^2 + U^2(\delta\beta)^2 + U^2(\delta\psi)^2 + U^2\theta^2(\delta\alpha)^2 + U^2\alpha^2(\delta\theta)^2 + U^2(\delta\phi)^2} \quad (3.10)$$

$$\delta v \approx \sqrt{(\delta U)^2 + (\delta W_y)^2 + U^2(\delta\beta)^2 + U^2(\delta\psi)^2 + U^2\phi(\delta\theta)^2 + U^2\theta^2(\delta\phi)^2} \quad (3.11)$$

$$\delta w \approx \sqrt{(\theta - \alpha)^2(\delta U)^2 + U^2(\delta\theta)^2 + U^2(\delta\alpha)^2 + (\delta W_z)^2 + U^2\phi(\delta\beta)^2 + U^2\beta(\delta\phi)^2} \quad (3.12)$$

Учитывая, что погрешности $\delta\alpha = \delta\beta \approx 0,0005$, погрешность $\delta U \approx 0,15$ мс⁻¹, погрешности $\delta\theta = \delta\phi \approx 0,00087$ и $\delta W_z \approx 0,07$ мс⁻¹ (см. таблицу 2.1), определяем максимальную абсолютную погрешность расчёта вертикальной компоненты скорости ветра: $\delta w \approx 0,17$ мс⁻¹. При тех же предположениях оценим погрешности измерений горизонтальных компонент скорости ветра (широтной u и меридиональной v). Здесь погрешность измерения курсового угла ψ согласно данным таблицы 2.1 составляет $\delta\psi = 0,00174$, а погрешность компоненты путевой скорости $\delta W_x \approx 0,11$ мс⁻¹.

Оценка случайной погрешности расчёта модуля скорости ветра V по формуле (2.12) с учётом представленных оценок (3.10 – 3.12) может быть произведена с помощью выражения:

$$\delta V = \frac{2}{V} \sqrt{u^2(\delta u)^2 + v^2(\delta v)^2} \approx 2\delta u \quad (3.13)$$

а случайной погрешности расчёта угла ветра ϕ по формуле (2.13) — с помощью выражения:

$$\delta\varphi = \sqrt{(\delta\psi)^2 + \frac{v^2(\delta u)^2}{V^4} + \frac{u^2(\delta v)^2}{V^4}} \approx \sqrt{(\delta\psi)^2 + \frac{(\delta u)^2}{V^2}} \quad (3.14)$$

Здесь принято, что $\delta u \approx \delta v$. Используя выражения (3.13) и (3.14) получаем, что случайная погрешность расчёта модуля скорости ветра составляет $\delta V \approx 0,6 \text{ мс}^{-1}$, а направления ветра — $\delta\varphi \approx 0,4^\circ$.

Перечень рассчитываемых параметров, диапазоны их изменения, оценки случайных погрешностей их расчёта приведены в таблице 3.3. Необходимо отметить, что все приведенные оценки погрешностей относятся к условиям горизонтального установившегося полета самолета-лаборатории (без крена и смены курса). При маневрах самолета по крену, курсу и высоте полета, могут возникать дополнительные погрешности. Оценки этих погрешностей приводятся ниже, в главе 4 настоящей диссертации.

Таблица 3.3 — Рассчитываемые навигационные параметры и термодинамические параметры атмосферы, диапазоны их изменения, оценки случайных погрешностей их расчёта и чувствительности (разрешение)

№	Рассчитываемый параметр	Диапазон изменения	Погрешность	Разрешение
1	Барометрическая высота полёта (по датчику MADT2016) H	– 350 – 10000 м	2 м	0,2 м
2	Число Маха (по датчику MADT2016) M	0,1 – 0,8	0,001	0,0001
3	Истинная температура воздуха (по датчику ВДТ) T	– 70 – +50 °C	±0,29 °C	0,01 °C
4	Истинная воздушная скорость полёта (по датчикам MADT2016 и ВДТ) U	30 – 180 мс ^{–1}	±0,15 мс ^{–1}	0,05 мс ^{–1}
5	Модуль скорости ветра V	0 – 50 мс ^{–1}	±0,66 мс ^{–1}	0,05 мс ^{–1}
6	Угол ветра δ	0 – 360°	±0,4°	0,05°
7	Температура точки росы/инея T_w	– 70 – +30 °C	±0,5 °C	0,05 °C

3.3 ИССЛЕДОВАНИЯ СИСТЕМАТИЧЕСКИХ ПОГРЕШНОСТЕЙ ДАТЧИКА ТЕМПЕРАТУРЫ ВДТ

Под систематическими погрешностями измерений температуры воздуха с борта самолёта-лаборатории понимаются погрешности определения

коэффициента восстановления датчика температуры, и погрешности за счёт влияния аэродинамических возмущений, вносимых в воздушный поток элементами конструкции самолёта и ошибки, возникающие вследствие влияния на датчик жидко-капельной фракции при полёте в облаках. Исследование систематических погрешностей выполнялось с помощью лабораторных экспериментов в аэродинамической установке и методами компьютерного моделирования воздушного потока, протекающего через датчик.

3.3.1 СПЕЦИАЛЬНАЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ УСТАНОВКА ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ДАТЧИКОВ ТЕМПЕРАТУРЫ И ВОДНОСТИ

Специальная аэродинамическая установка САУ была создана с целью проведения исследований самолётных датчиков температуры воздуха и влажности облаков, в том числе и в условиях создания искусственной облачной среды с жидко-капельной фракцией [19]. САУ представляет собой аэродинамическую

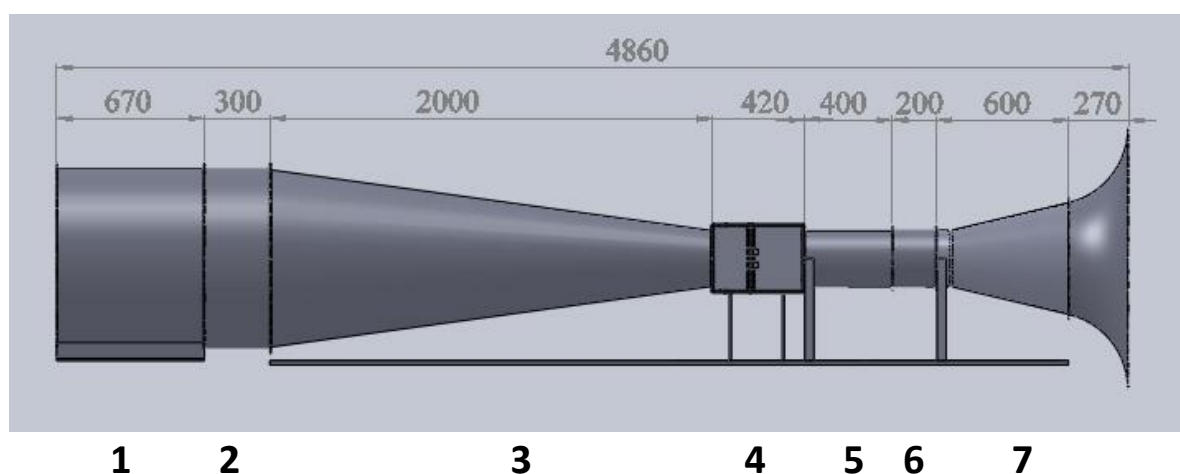


Рисунок 3.7 — Модель специальной аэродинамической установки САУ (1 — вентилятор; 2 — гибкая вставка; 3 — диффузор; 4 — рабочая камера; 5 — участок выравнивания потока; 6 — блок спрямителей потока и форсунок для создания влажности; 7 — конфузор с раструбом).

трубу открытого типа. В её состав входят вентилятор с блоком управления, диффузор, конфузор, сменные рабочие камеры, сменные изделия для выравнивания потока, гибкие соединительные вставки, система для создания потока влажности (сменные форсунки, компрессор, ресивер, лабораторные весы), приёмники давлений, комплекты соединительных кабелей и трубопроводов. САУ

обеспечивает создание воздушного потока в рабочей камере со скоростью до 80



Рисунок 3.8 — Специальная аэродинамическая установка САУ (1 — компьютер, блок содержащий мостовую прецизионную плату и плату для оцифровки данных, 2 — калибратор температуры АТС-125В, 3 — калибратор давления ADTS505, 4 — регулятор оборотов вентилятора, 5 — вентилятор, 6 — рабочая камера с датчиками и приемником давления 7 — весы с емкостью для воды, 8 — державка пневматической водяной форсунки, 9 — запирающие клапана форсунки, 10 — датчик температуры ВДТ в комнате, на входе в трубу, 11 — магистрали подачи воды и воздуха 12 — воздушный компрессор для пневматической форсунки)

мс⁻¹ при плавном изменении скорости воздушного потока в рабочей камере, размещение приёмников давления и датчиков температуры различной конструкции в рабочей камере, создание в рабочей камере потока жидко-капельной водности в диапазоне от 0,7 до 2,5 гм⁻³ с различными спектрами размеров капель. Специальная аэродинамическая установка построена по модульному принципу. Каждая из составных частей (рабочая камера, конфузор и диффузор, участки выравнивания потока, за исключением вентилятора) могут заменяться в зависимости от поставленных задач. Эскиз модели САУ (сборочный эскизный чертеж) приведен на рисунке 3.7. Воздушный поток внутри САУ

создается с помощью осевого вентилятора 2-В-12-300 производства Крюковского вентиляторного завода. Вентилятор имеет следующие основные характеристики: мощность двигателя - 11 кВт; частота вращения рабочего колеса - 1420 об⁻¹; производительность до 29900 м³ч⁻¹. Регулировка мощности вентилятора, а, следовательно, и скорости потока в рабочей камере осуществляется с помощью

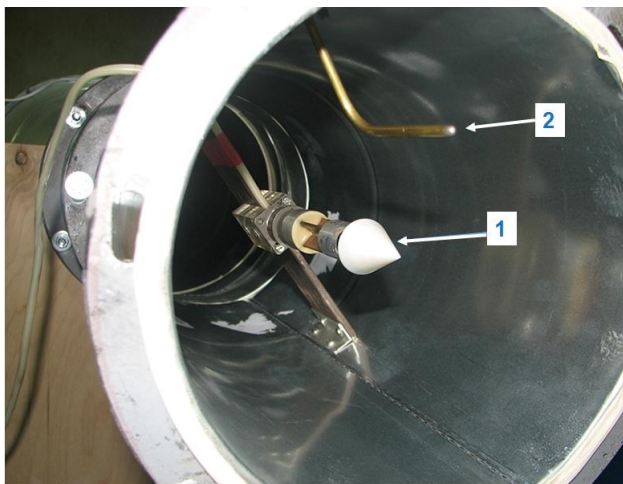


Рисунок 3.9 — Размещение датчика ВДТ в рабочей камере САУ (1 — датчик ВДТ, 2 — приемник давлений)

преобразователя частоты PR6000-0150T3G (Beijing Prostar International Electric, Тайвань).

Внешний вид САУ приведен на рисунке 3.8. В рабочей камере устанавливается исследуемый датчик, рядом с которым располагается приёмник статического давления (см. рисунок 3.9). Диаметр рабочей камеры, где размещались исследуемые датчики, составляет 200 мм, а длина —

400 мм. Измерение давлений и скорости потока осуществляется датчиком давления, который подключается через преобразователь сигналов к системе сбора

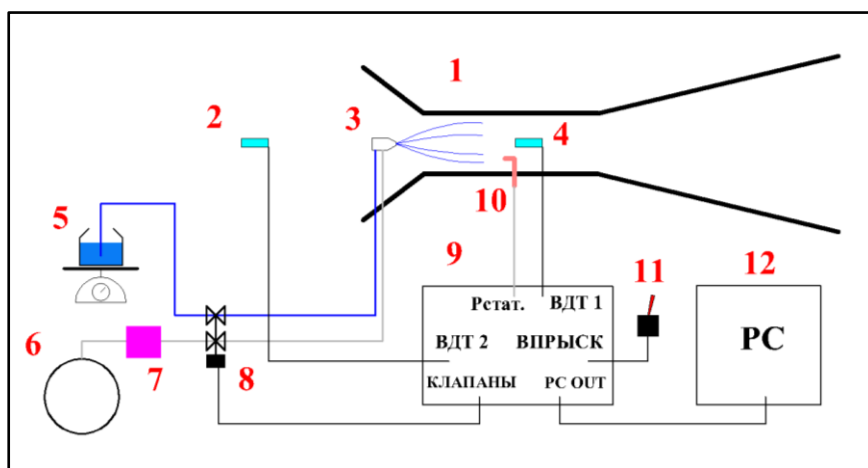


Рисунок 3.10 — Схема системы впрыска воды в САУ (1 — специальная аэродинамическая установка САУ, 2 — датчик температуры воздуха ВДТ на входе в САУ в покое в воздухе, 3 — пневматическая форсунка для впрыска воды, 4 — датчик температуры ВДТ в рабочей камере САУ, 5 — лабораторные весы с емкостью для воды, 6 — воздушный ресивер, 7 — регулятор давления воздуха для форсунки, 8 — клапаны для включения и выключения подачи воды и воздуха в форсунку, 9 — блок преобразования сигналов давления, температуры, и управления включением впрыска капель, 10 — приёмник статического давления, 11 — тумблер включения впрыска капель, 12 — компьютер с блоком аналогово-цифрового преобразователя АЦП для регистрации сигналов)

данных. Датчик давления откалиброван высокоточным тестером воздушных сигналов ADTS505 (погрешность измерения абсолютного давления не более 5 Па, см. таблицу 3.1.1). Исследуемый датчик температуры включается в прецизионную мостовую схему и систему преобразования и регистрации данных. Погрешность измерения температуры торможения данной системой составляла не более 0,05 °С [15].

Погрешность измерения скорости воздушного потока в рабочей камере согласно оценкам не превысили 0,2 мс⁻¹. Испытания САУ позволили определить основные характеристики воздушного потока в рабочей камере. Диаметр ядра воздушного потока в зоне размещения датчиков (область, где воздушная скорость не меняется по сечению камеры) составила 170 мм, флуктуации скорости в ядре потока не превышали 0,3 мс⁻¹, а флуктуации температуры были не более 0,2 °С. Следует особо отметить, что обычно в аэродинамическом эксперименте измеряются давления в потоке [38; 39] или силы, действующие на испытываемую модель [54]. Иногда проводятся измерения распределения температуры на поверхности исследуемых моделей, но температура воздушного потока, как правило, оказывается несущественной, поскольку основным критерием подобия потока является число Маха, зависящее только от соотношения полного и статического давлений (см. формулу (1.2)). При исследованиях характеристик датчиков температуры, важнейшим из параметров воздушного потока является его температура и её стабильность, в особенности, временная стабильность. Именно поэтому при экспериментах в САУ особое внимание уделялось качеству измерения температуры как на входе в аэродинамический канал, так и в рабочей камере. Температура на входе в аэродинамическую установку измерялась датчиком ВДТ откалиброванным по прибору АТС125В. Преобразование сопротивления исследуемого датчика температуры и датчика температуры воздуха на входе в САУ в сигнал производилось с помощью блока преобразования сигналов, обеспечивавшего измерение температуры воздуха с погрешностью не более 0,05 °С. Синхронные измерения температуры воздуха в рабочей камере и на входе в аэродинамическую установку позволяли отслеживать температурные дрейфы и, при необходимости, исключать их из сигнала.

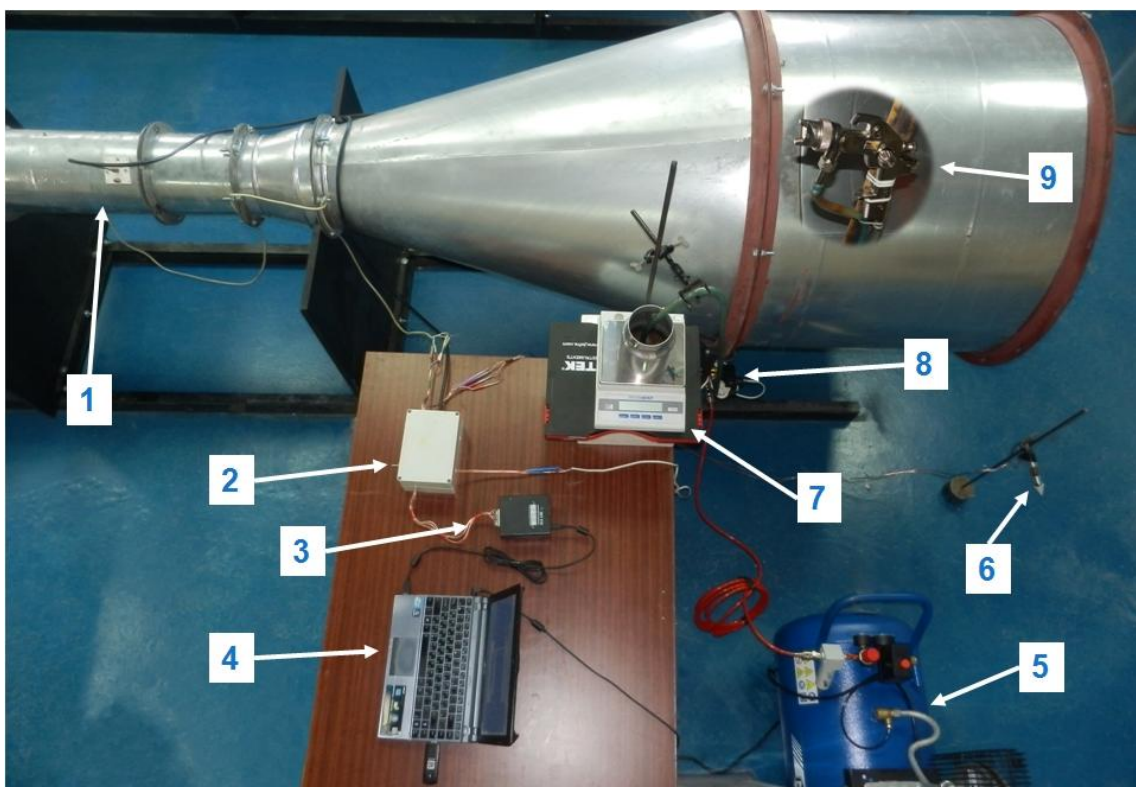


Рисунок 3.11 — Внешний вид системы впрыска (1 — рабочая камера с ВДТ и приёмником давления, 2 — блок преобразования сигналов давления, температуры, и управления включением впрыска капель, 3 — АЦП, 4 — компьютер, 5 — воздушный ресивер с регулятором давления, 6 — датчик температуры ВДТ в покоящемся воздухе на входе в САУ, 7 — емкость с водой на весах, 8 — электромагнитные клапаны подачи воды и воздуха на форсунку)

Для создания воздушного потока с жидко-капельной водностью, имитирующего облако, была создана система впрыска капель в воздушный поток САУ. Схема системы впрыска капель приведена на рисунке 3.10, а внешний вид системы — на рисунке 3.11. Впрыск осуществлялся с помощью воздушно-водяной форсунки. Она была установлена перед рабочей камерой и подключена через быстродействующие электромагнитные клапана, к ёмкости с водой и воздушному ресиверу с регулируемым давлением. Емкость с водой размещалась на лабораторных весах (точность измерения массы воды — 0,1 г). Для синхронизации момента начала и окончания подачи воды с показаниями остальных датчиков, сигнал с клапана подавался на АЦП и регистрировался на компьютере (рисунок 3.15). Испытания системы создания водности в потоке показали, что диаметр ядра воздушного потока с жидко-капельной фракцией в месте расположения датчика составил 117 мм на скорости воздушного потока 60 мс^{-1} . Это означало, что потерь впрыскиваемой в поток воды за счёт осаждения капель на стенках камеры не было. Фото, иллюстрирующее работу форсунки во

время впрыска капель в рабочую камеру САУ, представлено на рисунке 3.12.

Средняя водность, создаваемая в рабочей камере САУ, определялась по расходу воды и размерам ядра воздушного потока с жидко-капельной фракцией.

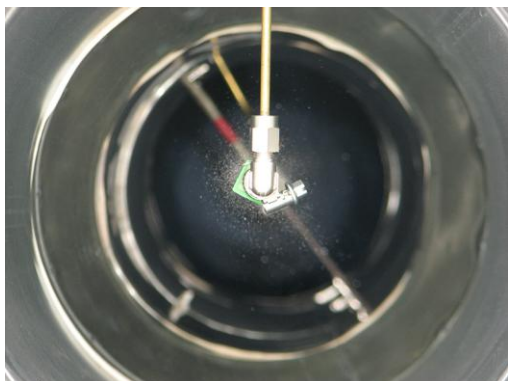


Рисунок 3.12 — Фотография капель в потоке внутри рабочей камеры САУ

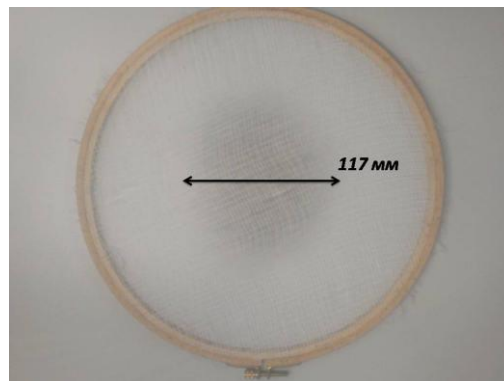


Рисунок 3.13 — Фотография пятна водности — осаждённой подкрашенной воды на гидрофильной поверхности

Поперечный размер (диаметр) ядра этого потока был измерен по осаждению капель подкрашенной воды на сетку из гидрофильного материала, помещенную в рабочей камере (см. рисунок 3.13). Установка позволяла создавать в воздушном потоке контролируемую водность величиной до 5 гм^{-3} . Оценки, основанные на погрешностях измерения расхода воды в форсунке и точности измерения размеров пятна на гидрофильной сетке, показали, что случайная погрешность определения водности в воздушном потоке составила не более $0,14 \text{ гм}^{-3}$. Исследования спектров размеров капель, создаваемых форсункой, были проведены с помощью прибора Cloud Imaging Probe (CIP) фирмы DMT [73] и предметного стекла со слоем вазелинового масла, на которое инжесктировались капли. В результате было установлено, что используемые форсунки позволяли создавать поток водности в диапазоне радиусов капель от 10 до 150 мкм (что приблизительно соответствовало микроструктуре морских конвективных облаков тропической зоны), и в диапазоне от 3 до 25 мкм (характерным для конвективных облаков средней полосы).

Специальная аэродинамическая установка САУ была применена в ряде вспомогательных работ по исследованию самолётных датчиков. С помощью продувки в САУ были оценены аэродинамические свойства специально сконструированного воздухозаборника для гигрометра GE1311XR, были

проведены испытания датчиков температуры и влажности для беспилотных летательных аппаратов метеорологического назначения [46], проверки работоспособности самолётного измерителя водности облаков ИВО.

Однако основное назначение созданной установки — испытания самолётных датчиков температуры. Ниже приводятся результаты исследований характеристик высокочастотного датчика температуры ВДТ — определение коэффициента его восстановления и коэффициента влияния водности облака на показания температуры воздуха.

3.3.2 ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЕЛИЧИНЫ КОЭФФИЦИЕНТА ВОССТАНОВЛЕНИЯ ДЛЯ ВЫСОКОЧАСТОТНОГО ДАТЧИКА ТЕМПЕРАТУРЫ ВДТ

Коэффициент восстановления самолётного датчика температуры r является одной из важнейших его характеристик, определяющих точность измерения температуры. Величина коэффициента восстановления датчика температуры зависит, прежде всего, от конструкции датчика. Значение коэффициента r для прототипа датчика ВДТ (геометрически полностью подобного датчику ВДТ ЦАО) было определено во время летных исследований датчика [15]. Коэффициент r определяется непосредственно в полёте на режимах разгона и торможения по формуле [15]:

$$r = 5 \frac{(T_{i1} - T_{i2}) + (T_1 - T_2)}{M_2^2 T_{i1} - M_1^2 T_{i2}} \quad (3.15)$$

где T_1 и T_2 — истинная температура воздуха, T_{i1} и T_{i2} — измеренная температура, M_1 и M_2 — числа Маха до и после разгона (или торможения). Все исследования проводились на самолётах-лабораториях Ил-18Д «Метеор» и «Циклон» [51; 52] в ясном небе на высотах от 400 м до 9 км при незначительных горизонтальных градиентах температуры, и считалось что $T_1 = T_2$. Коэффициент r определялся осреднением по большому числу измерений, проведенных на встречных курсах при разгонах и торможениях. Значения r по результатам различных экспериментов находилось в диапазоне 0,70 – 0,76. Столь большой разброс значений объяснялся нестационарностью условий исследований (в

частности, неравномерностью полей температуры на высотах и изменениями высоты при разгонах и торможениях). Создание самолёта-лаборатории нового поколения выдвинуло более высокие требования к точности выполнения измерений и потребовало проведения дополнительных исследований датчика ВДТ и уточнения его точностных характеристик [19; 20]. С этой целью был создан комплексный метод определения теплофизических свойств (коэффициента восстановления) датчика ВДТ, основанный на компьютерном моделировании датчика и продувках в специальной аэродинамической установке САУ и выполнен цикл исследований датчика с помощью этого метода.

3.3.2.1 ЧИСЛЕННЫЕ ЭКСПЕРИМЕНТЫ ПО ИССЛЕДОВАНИЮ ХАРАКТЕРИСТИК ВЫСОКОЧАСТОТНОГО ДАТЧИКА ТЕМПЕРАТУРЫ

Расчёты параметров обтекания датчика ВДТ воздушным потоком были проведены с помощью программы FlowVision. Программа FlowVision позволяет по данным невозмущённого потока (давлению, скорости и температуры) рассчитать распределения давлений, скорости и направления воздушного потока температуры воздуха вокруг и внутри датчика. Программа FlowVision основана на конечно-объёмном методе решения уравнений гидродинамики и использует прямоугольную адаптивную сетку с локальным измельчением. Для аппроксимации криволинейной геометрии с повышенной точностью FlowVision использует технологию подсеточного

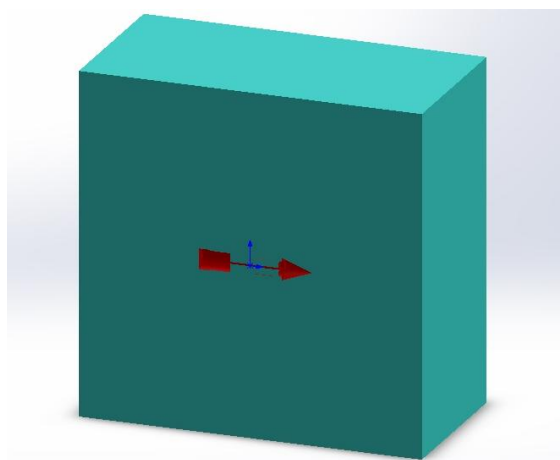


Рисунок 3.14 — Модель области потока с датчиком ВДТ в натуральных размерах

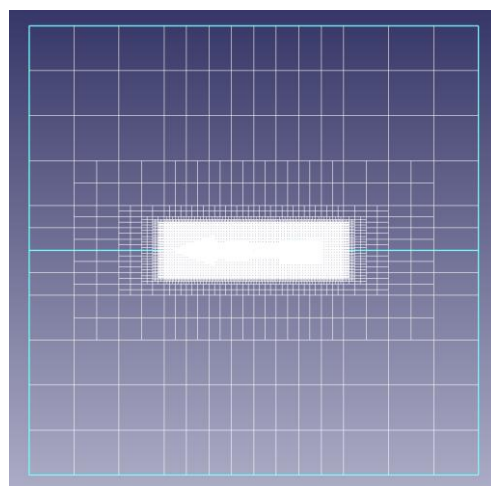


Рисунок 3.15 — Расчётная сетка с адаптацией ячеек в области ВДТ

разрешения геометрии. Эта технология позволяет импортировать геометрию из систем автоматизированного

проектирования и обмениваться информацией с системами конечно-элементного анализа. Использование этой технологии позволило решить проблему автоматической генерации сетки: чтобы сгенерировать сетку, достаточно задать всего лишь несколько параметров, после чего сетка автоматически генерируется для расчётной области, имеющей геометрию любой степени сложности [130].

Для проведения расчётов обтекания в программе инженерного проектирования SolidWorks была создана модель области потока в виде параллелепипеда с помещённым в неё датчиком ВДТ (рисунок 3.14). Размер области и положение датчика выбирались, исходя из рекомендаций к программе FlowVision, таким образом, чтобы стенки области не влияли на поток у датчика. Для расчётов использовалась модель «полностью сжимаемой жидкости», которая наиболее точно отражает поведение воздуха в данных условиях. Для ускорения расчётов использовалась адаптивная сетка, то есть в исследуемой области была задана начальная сетка, которая впоследствии сгущалась в районе ВДТ (см. рисунок 3.15), что позволило рассчитать характеристики воздушного потока внутри датчика температуры, вблизи его чувствительного элемента.

Таблица 3.4 — Параметры набегающего потока для различных вариантов расчёта (1 – 8) обтекания датчика ВДТ и рассчитанные значения температуры воздуха в области чувствительного элемента и коэффициента восстановления датчика

Вариант расчёта	1	2	3	4	5	6	7	8
P_{∞} , гПа	1010	1010	1010	1010	1010	1010	1010	1010
T_{∞} , К	293	293	293	293	293	293	293	293
U_{∞} , мс ⁻¹	40	60	80	100	120	140	145	146
M_{∞}	0,121	0,175	0,233	0,292	0,349	0,407	0,422	0,465
$T_{ВДТ}$, К	294,00	294,95	296,20	297,90	299,80	300,35	300,90	302,05
r	0,51	0,61	0,66	0,69	0,70	0,71	0,72	0,72

Были проведены серии численных экспериментов для различных скоростей набегающего потока U_{∞} или, соответственно, различных чисел Маха M_{∞} . Начальные данные набегающего потока для различных вариантов расчёта, а также результаты расчётов (температура в зоне чувствительного элемента датчика

$T_{iВД}$ и значения коэффициента восстановления r) представлены в таблице 3.4. В качестве иллюстрации на рисунке 3.16 представлен один из результатов расчётов, который показывает, что скорость воздушного потока в зоне чувствительного

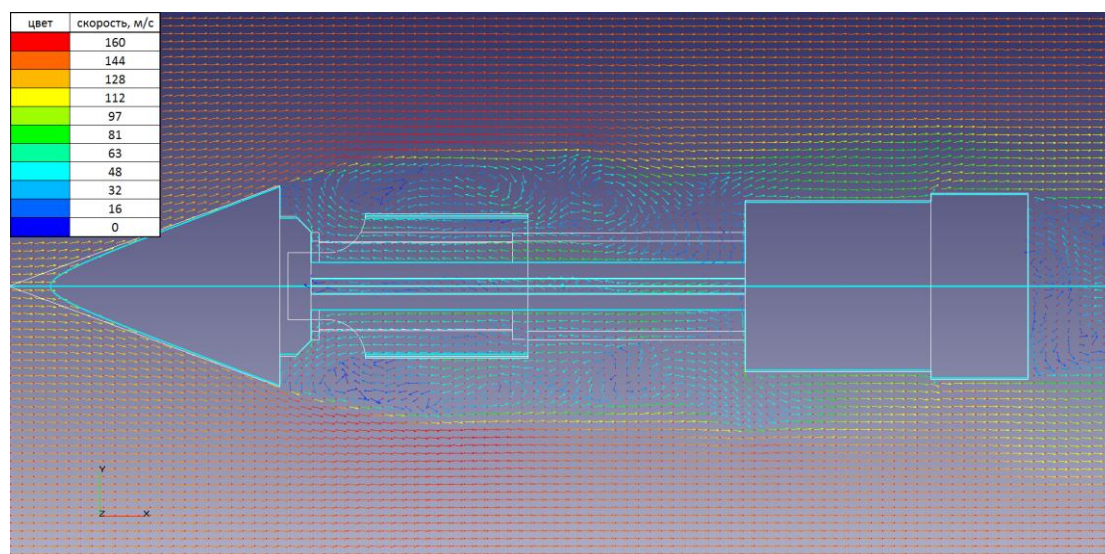


Рисунок 3.16 — Распределение скоростей потока в области ВДТ

элемента датчика ВДТ имеет направление противоположное набегающему потоку воздуха, т.е. датчик ВДТ является датчиком обратного продува. Это неоднократно подтверждалось ранее наблюдениями в летных исследованиях: при обрыве чувствительной нити её остатки вытягивало к обтекателю датчика, а не к его задней части. По распределению температуры воздуха в зоне чувствительного элемента датчика удалось рассчитать значения коэффициента его восстановления для различных значений числа Маха потока M_∞ . Значение коэффициента r по данным компьютерного моделирования определялось из выражения, полученного на основе формулы (1.1):

$$r = \frac{T_{iВД} - T_\infty}{0,2 M_\infty^2} \quad (3.16)$$

где T_∞ — заданная истинная температура воздуха в набегающем потоке, M_∞ — число Маха набегающего потока. Значения температуры $T_{iВДТ}$, измеряемой чувствительным элементом датчика ВДТ, определялись путем осреднения рассчитанного поля температуры в зоне чувствительного элемента датчика. Примеры графиков изменения температуры вдоль чувствительного элемента датчика приведены на рисунке 3.17 (а — для заданных значений скорости воздушного потока 80 мс^{-1} , б — для скоростей потока 100 мс^{-1}). По результатам численных экспериментов для заданных скоростей потока от 60 до 150 мс^{-1} (что соответствовало для давления на уровне моря числам Маха от $0,12$ до $0,46$) были

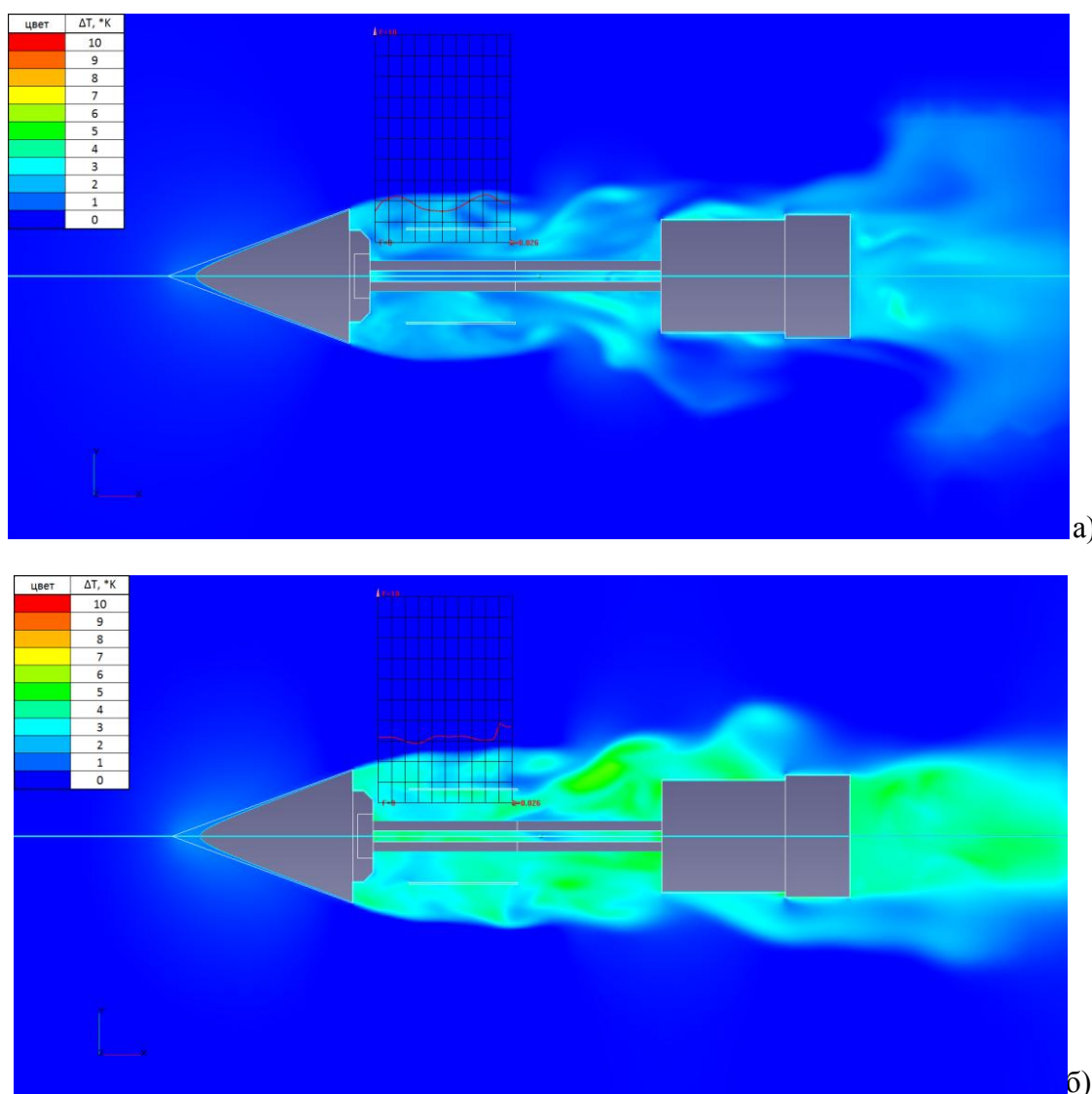


Рисунок 3.17 — Рассчитанное распределение температуры воздуха в зоне чувствительного элемента датчика ВДТ для заданных скоростей потока: а) — 80 мс^{-1} б) — 100 мс^{-1} . По оси ординат на графиках перепад температуры в диапазоне $0 - 10 \text{ }^{\circ}\text{C}$ от температуры потока, а ось абсцисс находится на месте чувствительного элемента

рассчитаны коэффициенты восстановления температуры датчика ВДТ. Эти данные приведены в таблице 3.4.

3.3.2.2 ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЕЛИЧИНЫ КОЭФФИЦИЕНТА ВОССТАНОВЛЕНИЯ ДАТЧИКА ТЕМПЕРАТУРЫ ВДТ С ПОМОЩЬЮ ПРОДУВОК В САУ

Способ экспериментального определения коэффициента восстановления датчика температуры в специальной аэродинамической установке [23; 24] заключался в следующем. Во время продувки датчика температуры ВДТ в САУ измерялись следующие величины: полное давление (барометрическое давление в момент проведения эксперимента) P_0 , полная температура воздуха (температура воздуха в помещении в момент проведения эксперимента) T_0 , статическое давление в потоке в рабочей камере установки p (с помощью приёмника статического давления) и температура в датчике ВДТ $T_{iВДТ}$.

Число Маха потока в рабочей камере САУ определялось из известного соотношения [1]:

$$\frac{P_0}{p} = (1 + 0,2M^2)^{3,5} \quad (3.17)$$

Температура торможения потока T_0 связана с истинной температурой воздуха в рабочей камере T соотношением [1]:

$$T = \frac{T_0}{1 + 0,2M^2} \quad (3.18)$$

Температура, измеренная датчиком ВДТ $T_{iВДТ}$ связана с истинной температурой воздуха в рабочей камере T соотношением (см. формулу (1.1.1)):

$$T = \frac{T_{iВДТ}}{1 + 0,2rM^2} \quad (3.19)$$

Из соотношений (3.19) и (3.20) было получены выражения для определения коэффициента восстановления датчика ВДТ по результатам продувок в САУ [21]:

$$r = \frac{(1 + 0,2M^2)T_{ВДТ} - T_0}{0,2M^2T_0} \quad (3.20)$$

Серия продувок датчика ВДТ в САУ позволила определить зависимость коэффициента восстановления от числа Маха в диапазоне от 0,1 до 0,25. Результаты представлены на рисунке 3.18, где также приведены и расчётные значения коэффициента восстановления, которые были получены с помощью программы FlowVision. Совместная аппроксимация полученных точек (расчётных и экспериментальных) позволила определить зависимость коэффициента восстановления от числа Маха потока в виде:

$$r = \frac{r_0}{1 + e^{-a(M-M_0)}} \quad (3.21)$$

где коэффициенты $r_0 = 0,726 \pm 0,015$; $a = 14,802 \pm 1,727$; $M_0 = 0,062 \pm 0,005$. Сглаживание экспериментальной зависимости было проведено с большой степенью достоверности: коэффициент корреляции составил 0,95 с вероятностью отклонения гипотезы не более 0,0058. Отметим, что сглаживающая кривая асимптотически стремится к величине $r_0 = 0,726$ и для характерных скоростей полёта большинства самолётов-лабораторий (в том числе и самолёта-лаборатории Як-42Д «Росгидромет»), составляющих $120 - 180 \text{ мс}^{-1}$ и чисел Маха 0,4 – 0,6 можно считать, что коэффициент восстановления датчика температуры ВДТ равен $r = 0,730 \pm 0,015$. В результате было получено более точное значение

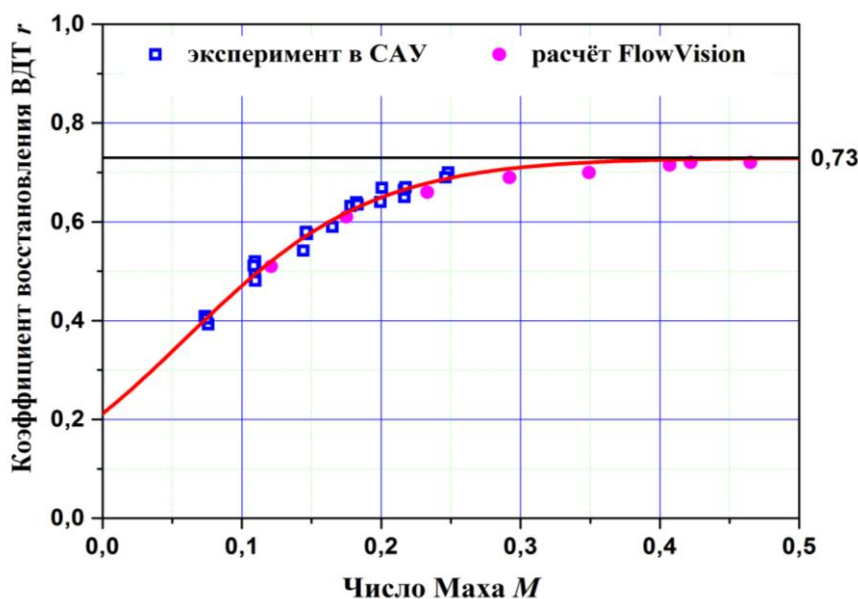


Рисунок 3.18 — Зависимость коэффициента восстановления от числа Маха набегающего потока по результатам компьютерного моделирования и продувкам в специальной аэродинамической установке

коэффициента восстановления датчика температуры ВДТ. Эта величина хорошо соотносится с определённым ранее значением в летных экспериментах.

Для дальнейших исследований использовалась постоянная величина коэффициента восстановления ВДТ $r = 0,730$.

3.3.3 ОПРЕДЕЛЕНИЕ КОЭФФИЦИЕНТА ВЛИЯНИЯ ЖИДКО-КАПЕЛЬНОЙ ВОДНОСТИ НА ПОКАЗАНИЯ ВЫСОКОЧАСТОТНОГО ДАТЧИКА ТЕМПЕРАТУРЫ

Датчик температуры ВДТ, как и все самолётные датчики, измеряющие температуру воздуха контактным способом, подвержен искажающему влиянию облачных капель. Облачные капли, тормозясь в каналах датчика, испаряются, понижая тем самым температуру воздуха. Как было показано выше, датчик ВДТ является датчиком обратного продува, и, следовательно, большая часть облачных капель не попадает непосредственно на его чувствительный элемент. Тем не менее, испарение капель может происходить на защитных элементах термометра (на тефлоновом конусе, экране и др., см. рисунок 3.1) и приводить к понижению температуры в зоне чувствительного элемента датчика — это так называемый эффект смачиваемости. По оценкам различных авторов (см., например, [98; 124]) ошибки в измерениях температуры за счёт смачиваемости могут составлять 1°C (а при высоких скоростях полёта самолёта, более 120 мс^{-1} , и $3 - 5^{\circ}\text{C}$).

В прототипе датчика ВДТ — датчике Невзорова – Шугаева [29] эффект смачиваемости учитывался с помощью использования коэффициента частичной смачиваемости термометра β :

$$\Delta T = \Delta T^* (1 - \beta) \quad (3.22)$$

где $\Delta T^* = 0,2rM^2T$ — динамический нагрев воздуха за счёт торможения потока в датчике температуры (см. формулу (1.1)). В этой же работе путем сравнения показаний прототипа ВДТ с данными другого датчика температуры было показано, что коэффициент смачиваемости для ВДТ $\beta = 0,1 - 0,2$. Столь большой разброс значений β , а также то, что β является постоянной величиной, существенно ограничивали применение данного метода. Поправка на смачиваемость в этом случае оказывается практически постоянной при полёте

самолёта через облако (скорость самолёта обычно мало меняется на измерительном участке), что позволяет ввести поправку только в средние значения температуры в облаке и с большой погрешностью.

Известно, что коэффициент β_0 для полностью смачиваемого термометра (см. формулу (1.4)) зависит от давления и температуры воздуха [29]. Для давления 1000 мБар и температуры воздуха плюс 20 °С коэффициент смачиваемости для полностью смачиваемого термометра составляет $\beta_0=0,7$. Так как коэффициент смачиваемости для датчика ВДТ составлял по оценкам приблизительно 0,1, то отсюда следует, что режим работы датчика ВДТ был далек от полной смачиваемости. Это означало, что флуктуации величины жидко-капельной водности в облаке должны были приводить к изменению показаний датчика температуры, т.е. термометр должен реагировать не только на изменение температуры воздуха, но вариации водности облака. Логично предположить, что при относительно небольших водностях в потоке поправка на воздействие капель для частично смачиваемого термометра будет зависеть от мгновенных значений жидко-капельной водности Lwc и степени нагрева воздуха ΔT^* в зоне чувствительного элемента датчика за счёт частичного торможения потока. Тогда можно ввести понятие о коэффициенте поправки температуры на водность k_w и рассчитать поправку ΔT в измеряемую датчиком ВДТ температуру воздуха в облаке на водность облака в виде:

$$\Delta T = k_w \Delta T^* Lwc \quad (3.23)$$

Очевидно, что вне облака ($Lwc=0$) поправка не вносится. Поскольку формула 3.23 не вводит частотных ограничений на пульсации (при использовании высокочастотного датчика водности, которым может служить, например измеритель водности облаков ИВО конструкции А.Н. Невзорова [90]), то формула (3.23) может быть использована и для введения поправок в пульсации температуры воздуха в облаке.

Таким образом, задача по учёту влияния водности на показания самолётного термометра сводилась к определению величины коэффициента пропорциональности в формуле (3.23) k_w и валидации полученного значения и формулы (3.23) по данным измерений, полученным в натурных экспериментах.

Оценка степени влияния облачных капель на датчик температуры ВДТ проводилась в специальной аэродинамической установке с использованием системы впрыска капель для создания воздушного потока с жидко-капельной фракцией, имитирующей кучевое облако [18]. Подробно работа системы была описана в разделе 3.3.1 настоящей диссертации.

Спектральный состав капель и величина водности в воздушном потоке регулировались с помощью давления в ресивере системы впрыска и подбора форсунок для распыления воды. Для данной системы были использованы два типа форсунок. Первый тип форсунок создавал среду, приблизительно соответствующую морским облакам тропической зоны. Это было показано по результатам исследования размеров капель, создаваемых форсункой, проведенных с помощью прибора Cloud Imaging Probe (CIP) [73], которые показали, что основное количество капель приходилось на диапазон диаметров от 10 до 150 мкм, что было близко к спектрам морских облаков тропической зоны. Пример спектра капель крупных размеров в рабочей камере САУ приведен на рисунке 3.19.

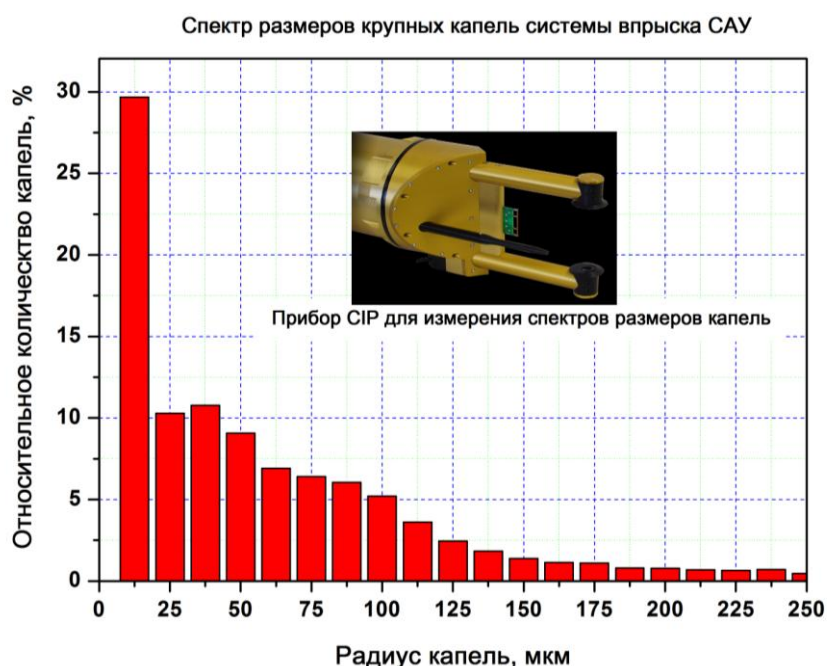


Рисунок 3.19 — Спектр размеров крупных капель в рабочей камере САУ, приблизительно соответствующий морским облакам тропической зоны

Другой тип форсунок обеспечивал создание спектра размера капель, приблизительно соответствовавшего спектру капель в кучевых облаках умеренных широт: с радиусами капель от 3 до 25 мкм. Размеры и количество

капель определялись по картине осаждения капель на предметное стекло с вазелиновой подложкой. Для этого заготавливались предметные стекла для микроскопа с нанесённым на него раствором вазелина и вазелинового масла в соотношении 1:3. Они помещались в зазор перед рабочей частью САУ и за входной частью аэродинамической трубы перпендикулярно потоку, так что капли осаждались на стекло. Далее предметное стекло помещалось под микроскоп, подключенный к компьютеру, который позволял сделать фотографию капель на стекле в известном масштабе. После чего производился подсчёт количества капель для нескольких диапазонов размеров. Пример фотографии предметного стекла и спектра размеров более мелких капель приведен на рисунке 3.20, где также приведен известный осредненный спектр размеров капель для облаков средней полосы [55; 56].

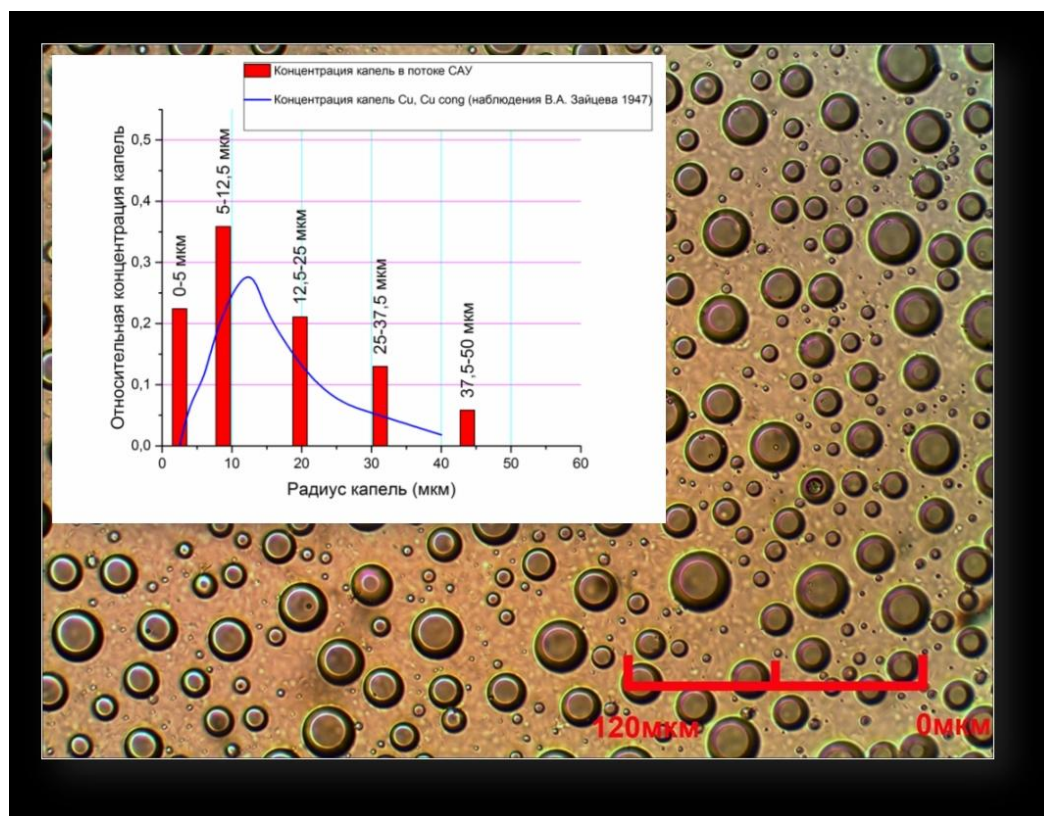


Рисунок 3.20 — Фотография капель на предметном стекле и спектр размеров капель, создаваемый форсункой в потоке САУ в сравнении с осредненным спектром в облаках средней полосы

Отметим, что водность в воздушном потоке варьировалась с помощью изменения давления в ресивере системы впрыска. Измерения проводились при различных величинах водности в потоке, причем для каждого значения водности выполнялось несколько продувок ВДТ, которые усреднялись с целью повышения

статистической обеспеченности данных и уменьшения погрешности.

С помощью специальной аэродинамической установки САУ была проведена серия экспериментов по исследованию влияния жидко-капельной водности на показания высокочастотного датчика температуры ВДТ [22]. Суть экспериментов заключалась в следующем. В САУ с установленным датчиком ВДТ создавался

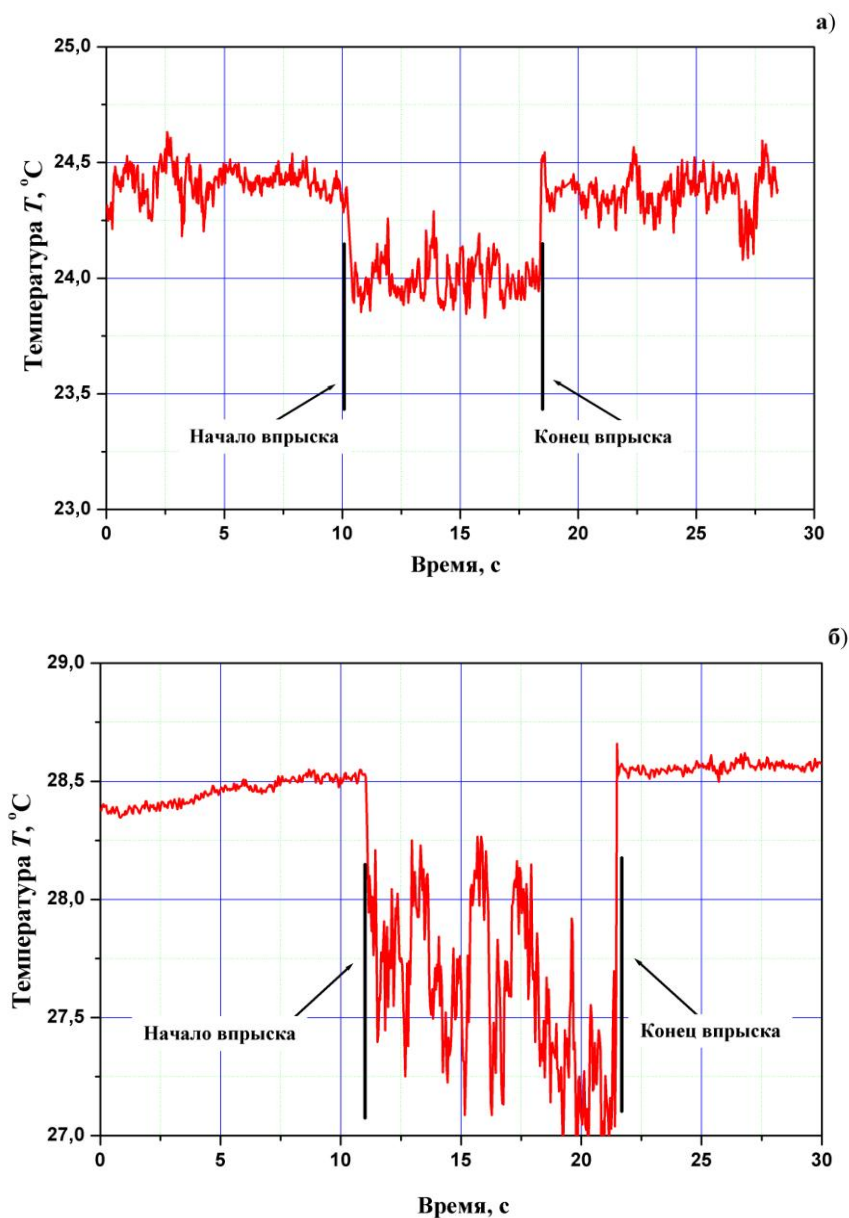


Рисунок 3.21 — Влияние впрыска жидко-капельной фракции в воздушный поток САУ на показания ВДТ: а) — крупнокапельная фракция; б) — мелкокапельная фракция
воздушный поток с постоянной скоростью в диапазоне от 60 до 80 мс^{-1} и установка работала в течение нескольких минут для выравнивания поля температуры в рабочей камере. Далее производился кратковременный впрыск капель в поток, причем моменты начала и конца впрыска фиксировались на

записи. Инерционность электромагнитных клапанов системы впрыска была мала, так что можно было считать, что в рабочей камере создавался скачок влажности, имитировавший вход самолётного датчика в облако.

Примеры реакции датчика температуры на попадание на него капель представлены на рисунке 3.21, где приведены реализации температуры воздуха в рабочей камере САУ, полученных с помощью датчика ВДТ до впрыска капель, во время впрыска и после него. Рисунок 3.21 а характеризовал влияние на показания ВДТ капель крупного размера, а рисунок 3.21 б — мелкокапельной фракции. Четко выраженные скачки в реализациях температуры, точно совпадавшие со временем начала и прекращения подачи капель в воздушный поток, позволил считать их обусловленными исключительно влажностью, созданной в потоке в рабочей камере. По измеренным значениям амплитуды скачка и величине средней влажности, создаваемой в рабочей камере САУ, определялась степень влияния влажности на показания датчика температуры и коэффициент влияния влажности k_w . Ряд экспериментов с помощью САУ, аналогичных тому, результаты которого представлены на рисунке 3.21, позволил построить кривые для зависимости поправки в измеряемую температуру от величины параметра $\Delta T^* Lwc$ (см. формулу 3.24) для различных спектров капель. Эти кривые приведены на рисунке 3.26. Отметим, что поскольку величина динамического нагрева ΔT^* в наших экспериментах менялась незначительно, то представленная кривая являлась, по сути, соотношением между температурной поправкой и влажностью в потоке.

Зависимость, полученная для капель морских тропических облаков на рисунке 3.26 до значений $\Delta T^* Lwc = 5 \text{ } ^\circ\text{C}\text{гм}^{-3}$ (которые приблизительно соответствовали влажности в потоке $Lwc = 2 \text{ гм}^{-3}$) хорошо сглаживалась регрессионной прямой с коэффициентом корреляции 0,96 и с вероятностью отклонения от гипотезы 0,0001 [129]. Однако одна из точек на графике рисунке 3.26, которая соответствовала влажности в потоке равной $3,2 \text{ гм}^{-3}$, не включалась в анализ, поскольку находилась явно вне линии регрессии. По нашим предположениям при влажностях в потоке, превышающих $2,5 \text{ гм}^{-3}$ должно происходить отклонение от линейной зависимости вида (3.24). Отсюда следует важный вывод о том, что для значительной части условий самолётных

исследований в облаках тропической зоны (когда жидко-капельная водность не превышает $2,5 \text{ гм}^{-3}$) расчёт истинной температуры воздуха и её пульсаций может быть произведен с помощью формулы (3.24). Данные, представленные на рисунке 3.22, позволили определить значение коэффициента для крупнокапельной фракции как $k_w = 0,17 \pm 0,02 \text{ м}^3 \text{ г}^{-1}$. Влияние изменения теплофизических свойств капель в потоке оценивалось в экспериментах при различной температуре впрыскиваемой воды – от $+25$ до $+60$ °С. Этот фактор на величину коэффициента k_w влияния не оказал. Расчётная оценка испаряемости капель в потоке показала, что потери массы воды в потоке за счёт испарения были пренебрежимо малы.

Это было подтверждено экспериментами, проведенными

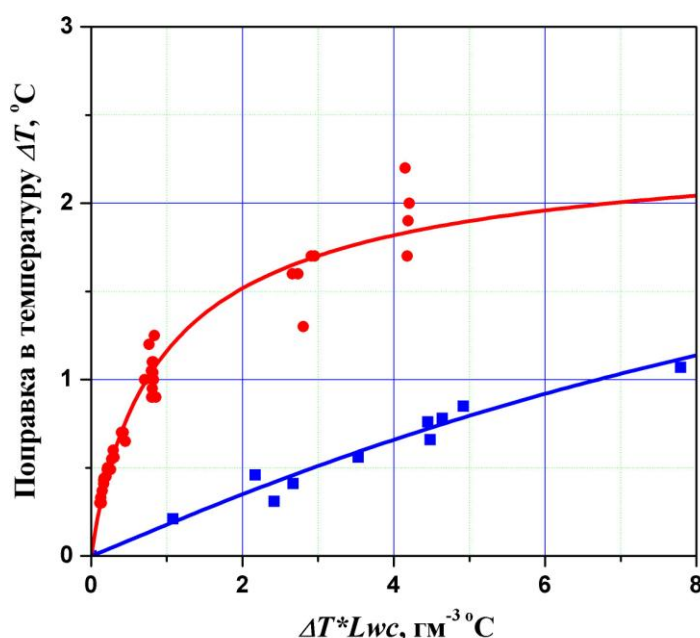


Рисунок 3.22 — Зависимость поправки в температуру от водности: красный график — при спектре капель облаков умеренных широт, синий график — при спектре капель облаков тропической зоны

при различных уровнях влажности в помещении, где была расположена САУ (от 40% до почти 100% относительной влажности воздуха).

В дальнейшем для расчёта истинных значений температуры воздуха и её пульсаций в конвективных облаках тропической зоны была принята величина $k_w = 0,17 \text{ м}^3 \text{ г}^{-1}$. Важно, что метод введения поправки в температуру на влияние облачной среды с использованием формулы (3.24) был проверен по данным самолётных исследований морских конвективных облаков в тропической зоне на

метеополигоне на острове Куба [52]. Было показано, что только при значении коэффициента $k_w = 0,17 \text{ м}^3\text{г}^{-1}$ данные о распределениях потоков тепла в зоне кучевых облаков носили непротиворечивый характер. Использование формулы (3.24) позволило получить корректные величины перегревов облака относительно окружающей среды, спектры пульсаций температуры и коспектры пульсаций скорости ветра и температуры для различных стадий развития облака [52].

Как видно из рисунка 3.22, зависимость поправки в температуру от водности облака для более мелких капель оказалась существенно иной [18; 23]. Здесь видна существенная нелинейность зависимости и как оказалось, уместнее использовать либо нелинейную зависимость, либо аппроксимацию с двумя коэффициентами ($k_w = 1,45$ и $k_w = 0,30 \text{ м}^3\text{г}^{-1}$) для различных диапазонов величин $\Delta T^* L_{wc}$. Согласно проведенным оценкам [51] относительная ошибка введения поправки на водность (с учётом погрешности определения динамической поправки и погрешности измерения водности) составила около 18%. Учитывая то обстоятельство, что абсолютная величина поправки на водность составляла обычно около 1°C , абсолютная величина дополнительной, систематической погрешности при измерениях температуры в облаках была около $0,18^\circ\text{C}$. Отметим также, что проведенные оценки влияния переохлажденных капель [51] на показания датчика ВДТ давали дополнительную погрешность не более 2%, что существенно ниже величины поправки на влияние теплых капель.

Таким образом, погрешность измерения абсолютной температуры воздуха датчиком ВДТ при полётах во внеоблачной атмосфере или чисто кристаллических облаках не превысит $0,3^\circ\text{C}$, а в облаках с наличием жидко-капельной фракции — $0,47^\circ\text{C}$. В переохлажденных облаках погрешность датчика ВДТ может быть несколько выше, но во всех случаях не будет превышать $0,5^\circ\text{C}$.

4 ОПРЕДЕЛЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ПОПРАВOK И ЛЁТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ АППАРАТУРЫ ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ, СКОРОСТИ И НАПРАВЛЕНИЯ ВЕТРА

Основным фактором, приводящим к увеличению погрешности расчёта числа Маха потока, являются аэродинамические возмущения, искажающие измеряемое статическое давление. Известно, что полное давление измеряется самолётными приёмниками давлений практически без искажений [87]. В то же время различные элементы конструкций самолёта и сами приёмники давлений могут искажать величину статического давления за счёт аэродинамических возмущений, вносимых в воздушный поток [49]. Это, в свою очередь, приводит к погрешностям определения температуры воздуха и истинной воздушной скорости полёта [59]. Отметим, что аэродинамическая ошибка в определении истинной воздушной скорости самолёта в 1% может привести к дополнительной погрешности в расчёте скорости ветра в $1,5 \text{ мс}^{-1}$, что слишком велико для большинства задач физики атмосферы. Таким образом, должны быть определены аэродинамические поправки в показания самолётных приёмников давлений и рассчитаны поправки в числа Маха, которые обеспечат точное измерение температуры воздуха и воздушной скорости самолёта.

Единого подхода к определению аэродинамических поправок в настоящее время нет, для каждого типа самолёта поправки определяются индивидуальным способом. Существует несколько методов градуировок авиационных приёмников давлений в полёте (см. например, [28]): сравнение показаний приборов одного самолёта по другому с известными поправками при полёте строем; при пролёте испытуемого самолёта вблизи метеорологической башни; градуировки пневмосистем по независимым навигационным системам: инерциальным или системам GPS при полёте в штилевых условиях. Однако во всех случаях такие градуировки предназначены для обеспечения аэронавигации и расчёта навигационного ветра, т.е. ветра для определения сноса самолёта при штурманской прокладке маршрута. Достигаемых при этом точностей явно недостаточно для исследований тонкой структуры полей температуры и ветра в атмосфере.

Для обеспечения точных расчётов истинной температуры воздуха, скорости и направления ветра был разработан комплексный метод определения аэродинамических поправок, основанный на компьютерном моделировании воздушного потока вблизи штанги и сравнении показаний датчиков давления с различным расположением на самолёте. Ниже приводится описание метода и результаты лётных испытаний самолётного измерительного комплекса.

4.1 КОМПЛЕКСНЫЙ МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ПОПРАВОК В ПОКАЗАНИЯ САМОЛЁТНЫХ ДАТЧИКОВ ДАВЛЕНИЯ И ТЕМПЕРАТУРЫ

4.1.1 РАСЧЁТ РАСПРЕДЕЛЕНИЙ ДАВЛЕНИЯ, ТЕМПЕРАТУРЫ И СКОРОСТИ ВОЗДУШНОГО ПОТОКА В МЕСТЕ РАСПОЛОЖЕНИЯ САМОЛЁТНЫХ ПРИЁМНИКОВ ДАВЛЕНИЙ

Основные датчики давлений и температуры измерительного комплекса АПК-1 расположены на подкрыльевой штанге самолёта-лаборатории (см. раздел 3 настоящей диссертации). Расположение штанги обеспечивает минимальное искажение воздушного потока крылом самолёта. Однако сама штанга конструировалась таким образом, чтобы обеспечить минимальную длину воздушных магистралей и минимальные вибрации в потоке. В результате поперечные размеры штанги оказались довольно велики, что потребовало анализа точности измерения давлений. Известно, что такая конфигурация штанги может привести к завышению статического давления на 2 - 5% [88; 118].

Для оценки аэродинамических поправок в показания датчиков установленных на подкрыльевой штанге было проведено моделирование обтекания штанги потоком воздуха в программе FlowVision, аналогичное моделированию датчика температуры ВДТ. Расчёты позволили определить поле температуры, давления и числа Маха вокруг штанги, что обеспечило получение величин аэродинамических поправок. По реальным чертежам штанги была создана компьютерная модель штанги (см. рисунок 4.1) и построена расчётная область (область для которой рассчитывались параметры потока), причем её

размер был существенно больше размеров самой штанги. Таким образом, параметры потока на границах области не влияли на характер обтекания вблизи штанги. Методика расчётов подробно описана на сайте [131]. Для расчётов использовалась модель «полностью сжимаемой жидкости», в которой используется стандартная «k-ε» модель турбулентности для вязкой жидкости [131]. Размер расчётной области выбирался исходя из рекомендаций из инструкции по FlowVision, чтобы границы области не влияли на обтекание воздушного потока вблизи штанги. Для набегающего воздушного потока в расчётной области задавались начальные условия: температура, давление и скорость потока (число Маха). Была задана расчётная сетка с несколькими областями адаптации (то есть измельчения сетки), для оптимального разрешения картины течения в непосредственной близости штанги. Вид расчётной области с сеткой приведён на рисунке 4.2.

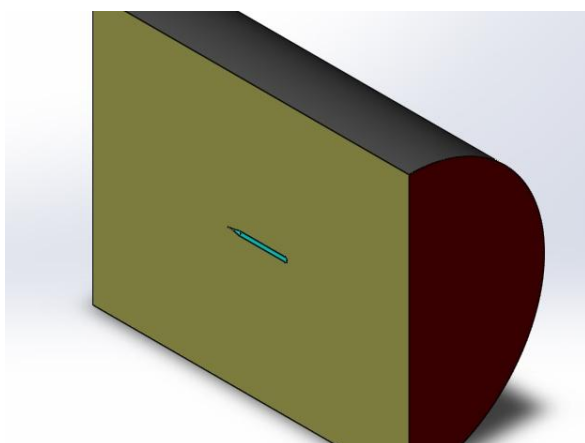


Рисунок 4.1 — Модель области воздушного потока для подкрыльевой штанги

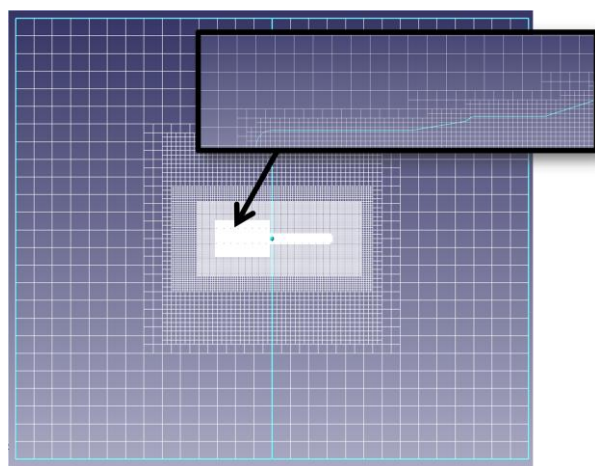


Рисунок 4.2 — Расчётная сетка с адаптацией ячеек в области штанги

На штанге были выделены особые точки с соответствующими координатами относительно носика штанги (приёмника давлений Rosemount 858AJ): 1 — место расположения отверстий приёмника статического давления (с координатами 0,15 м; 0,0127 м), 2 — место расположения датчика ВДТ (с координатами 0,37 м; 0,17 м) и 3 — место расположения датчиков температуры Rosemount (с координатами 0,57 м; 0,17 м). Ось абсцисс лежала на продольной оси штанги. Особые точки обозначены на рисунке 4.3.

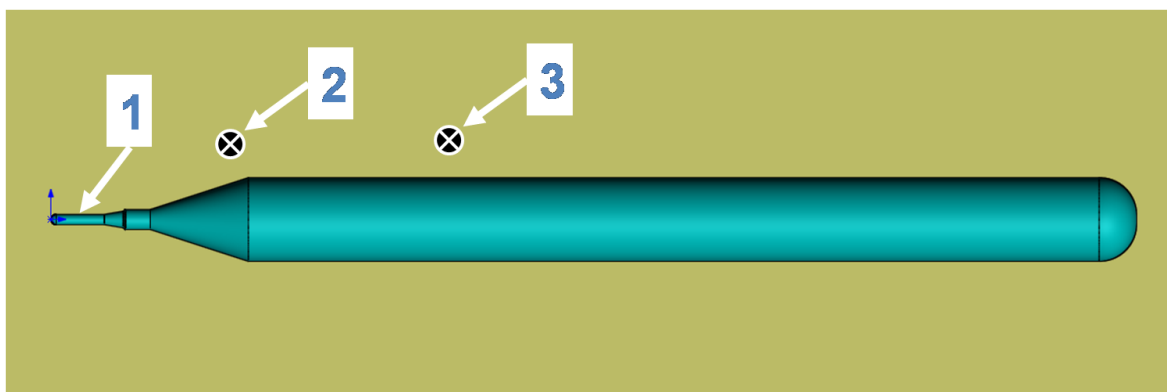


Рисунок 4.3 — Особые точки на подкрыльевой штанге. 1 — приёмные отверстия статического давления, 2 — датчик ВДТ, 3 — датчики температуры Rosemount

Было задано десять вариантов расчёта для различных начальных значений параметров набегающего потока: статического давления p_∞ , температуры T_∞ , скорости потока V_∞ , которым соответствовало число Маха M_∞ . Данные параметры представлены в таблице 4.1. Пример расчётного распределения давления вблизи штанги для числа Маха потока 0,6 приведен на рисунке 4.4. Расчёты позволили определить значения чисел Маха (M_k), статического давления и температуры воздуха в особых точках 1 – 3.

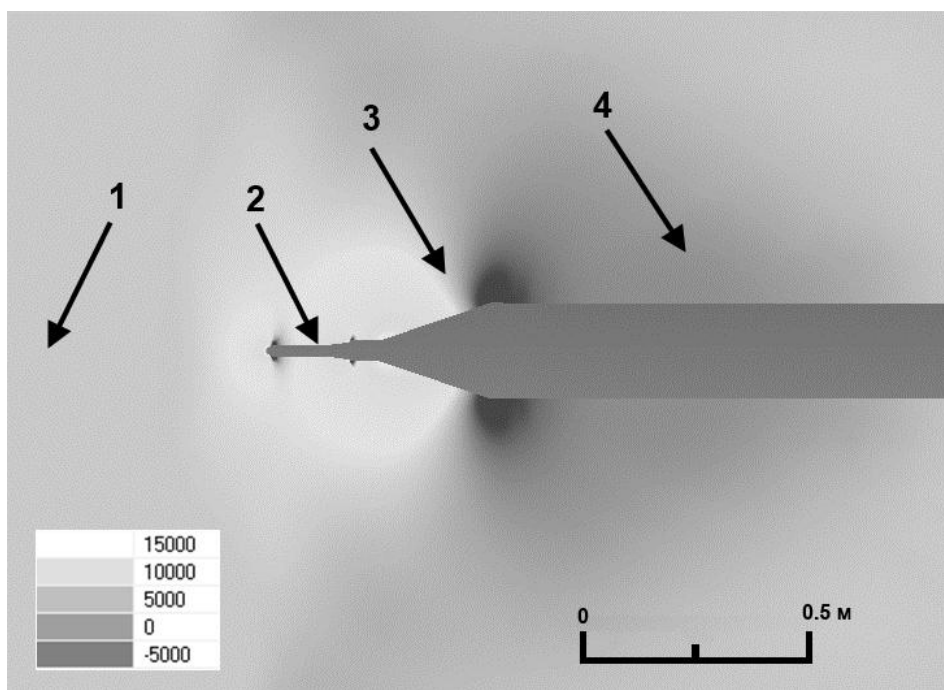


Рисунок 4.4 — Распределение давления по поверхности подкрыльевой штанги, рассчитанное с помощью программы FlowVision для числа Маха 0,6. Шкала давлений отражена оттенками серого цвета и представлена в виде отклонений от давления в невозмущенном потоке в Па.

Цифрами обозначены: 1 — невозмущенный воздушный поток, 2 — точка расположения отверстий статического давления приемника давлений Rosemount 858AJ (особая точка 1), 3 — место расположения высокочастотного датчика температуры ВДТ (особая точка 2), 4 — место расположения датчика температуры Rosemount 102CT2CB (особая точка 3).

По этим значениям были рассчитаны поправочные коэффициенты относительно значений в невозмущенном потоке. Эти данные представлены в таблице 4.1.

Оценка повышения давления в зоне отверстий статического давления позволила определить поправочный коэффициент для типичных условий полёта самолёта Як-42Д как $k_{pa} = 1,025$, что, как будет показано ниже, оказалось близко к величинам коэффициентов, определенных по данным испытательного полёта. Отметим также, что в точках 3 и 4 на рисунке 4.4, где располагались датчики температуры ВДТ и Rosemount 102СТ2СВ, давление было близко к давлению невозмущенного потока, что было учтено в дальнейшем при анализе показаний датчиков температуры.

Таблица 4.1 — Параметры набегающего потока для различных вариантов расчёта обтекания штанги: p_∞ , T_∞ , V_∞ , M_∞ и значения основных рассчитанных параметров в особых точках штанги: M_2 , M_3 , p_1 , T_2 , T_3 , $\frac{M_2}{M_\infty}$, $\frac{M_3}{M_\infty}$, $\frac{p_1}{p_\infty}$

Вариант расчёта	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
p_∞ , мБар	1000	1000	1000	1000	1000	500	500	500	500	500
T_∞ , °К	273	273	273	273	273	273	273	273	273	273
V_∞ , мс ⁻¹	100	133	149	166	199	100	133	149	166	199
M_∞	0,302	0,402	0,449	0,501	0,601	0,302	0,402	0,450	0,501	0,601
Результаты расчётов										
M_2	0,314	0,420	0,472	0,527	0,636	0,315	0,412	0,472	0,527	0,637
M_3	0,304	0,404	0,453	0,505	0,605	0,304	0,404	0,453	0,505	0,604
T_2 , °К	272,59	272,24	271,92	271,61	270,81	272,61	272,27	271,94	271,61	270,80
T_3 , °К	272,93	272,88	272,84	272,81	272,72	272,94	272,94	272,82	272,79	272,73
p_1 , мБар	1005,7	1011,1	1013,5	1016,8	1024,8	503,1	505,7	506,9	508,5	512,6
$\frac{M_2}{M_\infty}$	1,040	1,045	1,051	1,052	1,052	1,043	1,025	1,049	1,052	1,058
$\frac{M_3}{M_\infty}$	1,007	1,006	1,009	1,008	1,007	1,007	1,006	1,007	1,008	1,006
$\frac{p_1}{p_\infty}$	1,0057	1,0111	1,0135	1,0168	1,0248	1,0062	1,0114	1,0141	1,0172	1,0248

4.1.2 ОПРЕДЕЛЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ПОПРАВК В ПОКАЗАНИЯ ДАТЧИКОВ ДАВЛЕНИЯ И ЧИСЛА МАХА ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ЛЁТНЫХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

Испытательные полёты самолёта-лаборатории Як-42Д «Росгидромет», выполненные 31 июля и 12 ноября 2013 г., а также последующие исследовательские полёты самолёта-лаборатории в 2014 – 2017 гг. позволили определить формулы для расчёта барометрической высоты, числа Маха, истинной воздушной скорости полёта с учётом аэродинамических поправок. На борту самолёта-лаборатории имелись два комплекта идентичных датчиков: на подкрыльевой штанге и на боковой обшивке фюзеляжа самолёта. Это дало возможность, сравнивая показания датчиков и используя данные штатной измерительной системы самолёта определить аэродинамические поправки в статическое давление и число Маха. Число Маха полёта вычисляется по формуле, основанной на известном газодинамическом соотношении (1.2):

$$M = \sqrt{\frac{2}{\kappa - 1} \left[\left(\frac{p_0}{p} \right)^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}} - 1 \right]} \quad (4.1)$$

где p_0 — полное давление в воздушном потоке, а p — статическое давление, а κ — показатель адиабаты, для воздуха $\kappa = 1,4$. Из формулы (4.1) ясно, что дополнительные (аэродинамические) погрешности в измерении статического давления могут приводить к дополнительным ошибкам в определении числа Маха и, как следствие, погрешностям расчёта температуры воздуха, воздушной скорости самолёта, скорости и направления ветра, турбулентности.

Сравнение показаний датчиков статического давления и числа Маха MADT и датчиков температуры различных конструкций (ВДТ, Rosemount 102СТ2СВ и 102Е4), было выполнено во время испытательного полёта самолёта-лаборатории Як-42Д «Росгидромет» [4]. Испытательный полёт 12 ноября 2013 г. был выполнен в пилотажной зоне аэродрома «Раменское» в период с 11 часов 20 минут до 13 часов 18 минут в условиях малооблачной погоды.

Измерения температуры воздуха были проведены на участках горизонтального установившегося полёта, с постоянной скоростью — так

называемых «режимах». Всего были выполнены измерения на шести режимах на высотах (по данным штатного навигационного комплекса самолёта) 2000, 2880, 5010, 6880, 7960 и 8970 м. (Отметим, что в штатной системе измерения барометрической высоты и воздушной скорости полёта учтены аэродинамические поправки, оцененные в результате лётных испытаний самолётов данного типа).

Показания преобразователей давления MADT, подключенных к приёмникам давлений, размещенных в существенно различных местах самолёта-лаборатории (см. рисунки 2.5 и 2.6 раздела 2 настоящей диссертации) позволили определить расхождения измеряемой барометрической высоты полёта и статического давления за счёт аэродинамических возмущений. На рисунке 4.5 представлены высотные профили полёта (барометрические высоты), построенные по данным приёмников давлений на подкрыльевой штанге и на правом борту фюзеляжа самолёта. Поскольку датчики MADT были откалиброваны с высокой точностью (см. раздел 3.1.2 настоящей диссертации), наблюдаемые расхождения в показаниях преобразователей MADT определялись только особенностями конструкции приёмников давления и местом их размещения на самолёте, т.е. локальными аэродинамическими возмущениями потока.

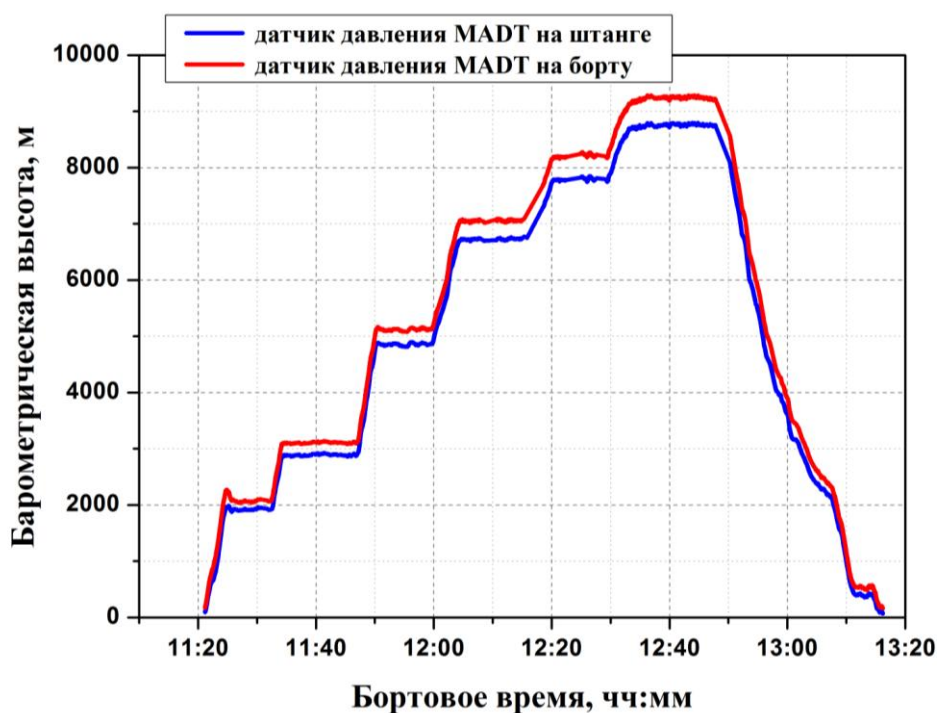


Рисунок 4.5 — Барометрическая высота, измеренная во время полёта самолёта-лаборатории Як-42Д «Росгидромет» 12 ноября 2013 г. с помощью датчиков MADT на штанге и на борту. Обычно аэродинамические поправки вводятся по линейным формулам (см.,

например, [101]), поэтому значения барометрической H_b с учётом аэродинамических поправок предложено определять по формуле:

$$H_b = k_{ha} H_{bi} \quad (4.2)$$

а истинные величины статического давления из выражения:

$$p = k_{pa} p_i \quad (4.3)$$

где H_{bi} и p_i — измеренные бортовым приёмником давлений или приёмником на подкрыльевой штанге барометрическая высота и статическое давление соответственно. Согласно результатам сравнений на высотах от 2 до 9 км величины поправочных коэффициентов составили: $k_{ha} = 1,024$ и $k_{pa} = 1,025$ для приёмника давлений на штанге и $k_{ha} = 0,966$ и $k_{pa} = 0,977$ для бортового приёмника давлений. Расчёт повышения давления в зоне отверстий статического давления приёмника Rosemount 858AJ на штанге, описанный выше, позволил определить поправочный коэффициент $k_{pa} = 1,024$, что было близко к величинам коэффициентов, определенных по данным испытательного полёта. Отметим также, что в зоне размещения датчиков температуры ВДТ и Rosemount 102СТ2СВ на штанге, давление оказалось близко к давлению невозмущенного потока, что было учтено в дальнейшем при анализе показаний датчиков температуры.

Определить поправки в измеренное значение числа Маха можно следующим образом. Представляя истинное статическое давление в виде $p + \Delta p$, где Δp — величина аэродинамической поправки (которая может быть как положительной, так и отрицательной величиной в зависимости от места расположения приёмника давлений), можно записать (см. формулу (1.2)):

$$\frac{p_0}{p + \Delta p} = (1 + 0,2 M_i^2)^{3,5} \quad (4.4)$$

где M_i — число Маха, определенное по показаниям датчиков на борту или штанге. Обозначая $\delta = (1 + \frac{\Delta p}{p})^{0,2857}$, получаем выражение для определения истинного значения числа Маха M (числа Маха для невозмущенного потока):

$$M = \sqrt{5(\delta - 1) + \delta M_i^2} \quad (4.5)$$

Числа Маха M , рассчитанные в соответствии с формулой (4.5) по показаниям

бортового датчика MADT и датчика MADT на штанге практически совпали на всех высотах.

Для расчётов истинных значений чисел Маха M , рассчитываемых по показаниям датчиков, расположенных на подкрыльевой штанге и бортовой обшивке самолёта, было предложено следующее выражение, удобное для практических расчётов (в том числе и на борту самолёта-лаборатории во время полёта) и являющееся приближением формулы (4.5):

$$M = k_M M_i + b_M \quad (4.6)$$

где M_i — измеренное по показаниям приёмника давлений число Маха. Коэффициенты k_M и b_M в формуле (4.6) были уточнены по результатам сопоставления показаний датчиков температуры ВДТ и Rosemount 102СТ2СВ (расположенных на штанге и бортовой обшивке) в полёте за 5 сентября 2015 г. и составили:

- для приёмника давлений на подкрыльевой штанге: $k_M = 1,0862$ и $b_M = 0,0162$;
- для приёмника давлений на бортовой обшивке: $k_M = 0,945$ и $b_M = 0,026$.

Предлагаемый комплексный метод определения аэродинамических поправок в показания датчиков давления, числа Маха и температуры носит достаточно универсальный характер и может быть использован при анализе погрешностей измерения на других самолётах-лабораториях, имеющих приёмники давления с различным расположением на самолёте [21].

4.2 ОЦЕНКИ КАЧЕСТВА ИЗМЕРЕНИЙ И РАСЧЁТА ТЕМПЕРАТУРЫ И СКОРОСТИ ВЕТРА С ПОМОЩЬЮ ЛЁТНЫХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

4.2.1 ОПРЕДЕЛЕНИЕ ИСТИННОЙ ТЕМПЕРАТУРЫ ВОЗДУХА И ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ САМОЛЁТА С УЧЁТОМ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ПОПРАВОК

Истинная температура воздуха $T_{ВДТ}$ по показаниям высокочастотных датчиков температуры ВДТ, расположенных на борту самолёта-лаборатории и на его подкрыльевой штанге рассчитывается в соответствии с известным

газодинамическим соотношением (см. формулу (1.1) раздела 1 настоящей диссертации):

$$T_{ВДТ} = \frac{T_{iВДТ}}{1 + 0,2rM_i^2} \quad (4.7)$$

где $T_{iВДТ}$ — индикаторная (измеренная) температура воздуха по показаниям датчиков ВДТ, коэффициент восстановления датчиков ВДТ $r = 0,73$ (см. раздел 3 настоящей диссертации), а в качестве чисел Маха M_i использовались их локальные значения для места расположения датчиков температуры. Истинная температура воздуха по показаниям датчиков Rosemount 102СТ2СВ и 102Е4 ($T_{102СТ}$ и $T_{102Е4}$ соответственно) рассчитывается по формулам [90]:

$$T_{102СТ} = \frac{T_{i102СТ}}{(1 + 0,2M_i^2)(1 - \eta_{СТ})} \quad (4.8)$$

$$T_{102Е4} = \frac{T_{i102Е4}}{(1 + 0,2M_i^2)(1 - \eta_{Е4})}$$

где $T_{i102СТ}$ и $T_{i102Е4}$ — измеренные датчиками 102СТ2СВ и 102Е4АЛ температура,

$\eta = \frac{T_0 - T_{i102}}{T_0}$ — коэффициент качества приёмника температуры

(T_0 — температура торможения потока). Зависимости коэффициентов качества для датчиков температуры Rosemount 102СТ2СВ и 102Е4 от числа Маха $\eta_{СТ} = \eta_{СТ}(M)$ и $\eta_{Е4} = \eta_{Е4}(M)$, были определены фирмой-изготовителем датчиков по результатам продувок в аэродинамических установках [119].

Величины коэффициентов качества датчиков температуры Rosemount были уточнены по результатам дальнейших лётных испытаний самолётной аппаратуры и лётных исследований с помощью самолёта-лаборатории Як-42Д «Росгидромет». Приводимые ниже данные основываются на результатах полёта, выполненного в московской воздушной зоне 5 сентября 2015 г. в период с 11 ч 08 до 15 ч 09 мин. МСК на высотах до 9700 м. Во время полёта наблюдалась поля облаков St и As, развитие мощных кучевых облаков Сб. Измерения всех термодинамических параметров проводились от взлета до посадки самолёта-лаборатории, полёт совершался при числах Маха от 0,2 до 0,65, что позволило провести оценку зависимости коэффициента качества η датчиков Rosemount 102СТ2СВ (точнее,

величины $1-\eta$) от числа Маха. Поскольку градуировки датчика ВДТ и определение коэффициента его восстановления были выполнены с высокой точностью, то принимая в качестве истинной температуры воздуха температуру T , измеренную датчиком ВДТ можно определить величину $1-\eta$ из соотношения (см. формулу (1.1.2)):

$$1-\eta = \frac{T_{iCT2}}{T(1+0,2M^2)} \quad (4.9)$$

На рисунке 4.6 приведены зависимости $1-\eta = f(M)$, полученные по данным производителя датчиков [119], а также зависимости, оцененные для датчиков, размещенных на штанге и бортовой обшивке самолёта-лаборатории.

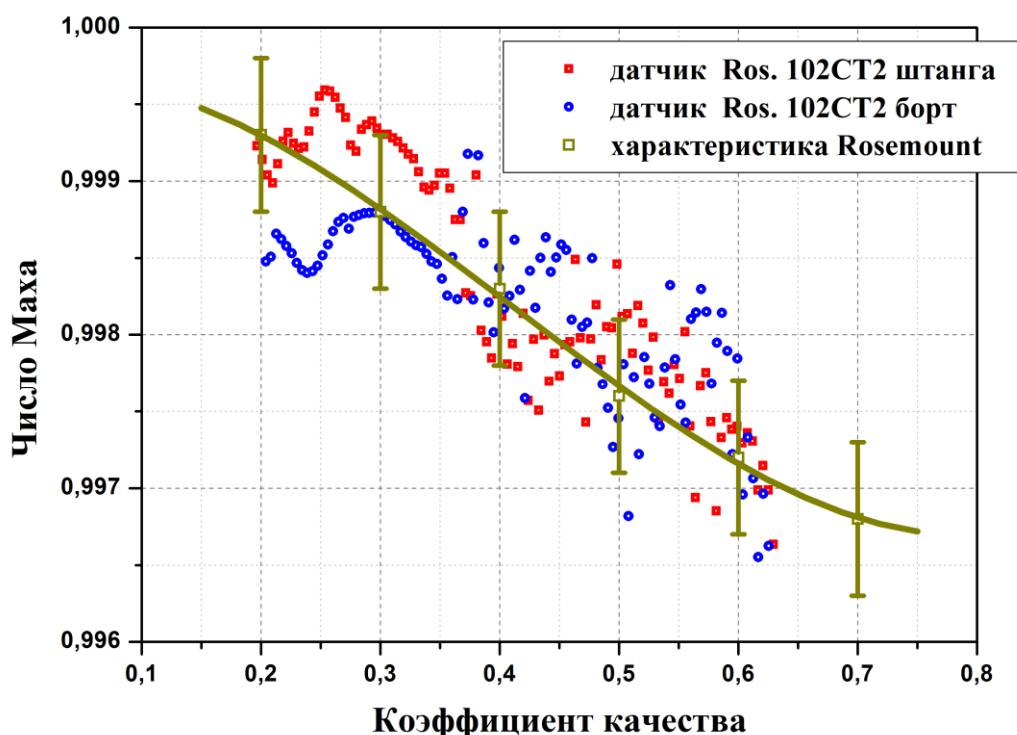


Рисунок 4.6 — Зависимости коэффициента качества термометра Rosemount от числа Маха, определенные по данным производителя датчиков и по результатам испытаний термометров, размещенных на штанге самолёта-лаборатории и бортовой обшивке

Как видно из рисунка, разброс экспериментальных точек находился в пределах ошибок определения коэффициента качества датчиков Rosemount, предоставленных производителем. Экспериментальная зависимость $1-\eta = f(M)$ была аппроксимирована кубическим полиномом с коэффициентом корреляции 0,94 и вероятностью отклонения гипотезы не более 0,0002. Следует учесть, что для оценок использовались данные о температуре воздуха за весь полёт, от взлета до посадки, включая и пересечения облаков, что могло увеличивать разброс

данных о температуре за счёт влияния облачных капель. В дальнейшем для расчёта температуры по датчикам Rosemount для коэффициента качества применялась формула, полученная по данным производителя датчиков:

$$1 - \eta = 0,99964 + 0,00115 M - 0,01714 M^2 + 0,01389 M^3 \quad (4.10)$$

Сглаживание данных проведено с коэффициентом корреляции 0,9999 и вероятностью отклонения гипотезы не более 0,00001, что позволяет рассчитывать истинную температуру воздуха с высокой точностью. Кривая (4.10) представлена на рисунке 4.6.

Проведенный анализ величин коэффициентов качества датчиков температуры Rosemount позволил пересчитать данные, полученные ранее в измерениях, проведенных на различных высотах и числах Маха во время испытательного полёта 12 ноября 2013 г. и определить средние величины истинной температуры воздуха по показаниям различных датчиков температуры [137]. Сравнение проводилось на горизонтальных участках полёта протяженностью 30 – 40 км, для этих же участков и усреднялись показания

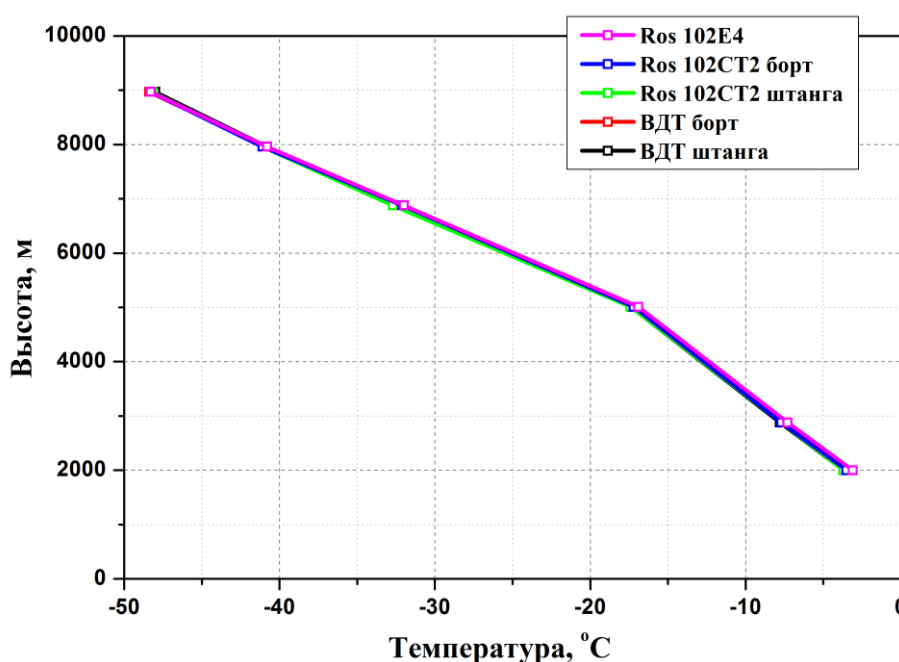


Рисунок 4.7 — Профили температуры воздуха, измеренные различными датчиками с различных размещений на самолёте-лаборатории Як-42Д «Росгидромет» (полёт 12 ноября 2013 г.)

датчиков. Результаты сравнения температуры воздуха, измеренной пятью датчиками (ВДТ и Rosemount 102CT2CB на штанге и ВДТ, Rosemount 102CT2CB и Rosemount 102E4 на борту) приведены на рисунке 4.7 и в таблице 4.2.

Таблица 4.2 — Сравнение показаний датчиков температуры воздуха во время испытательного полёта самолёта-лаборатории Як-42Д «Росгидромет» 12 ноября 2013 г. (здесь H_b — барометрическая высота, $T_{ВДТ1}$, $T_{ВДТ2}$, $T_{102СТ1}$, $T_{102СТ2}$, T_{102E2} — температура воздуха, измеренная датчиками ВДТ на штанге и на борту, датчиками Rosemount 102СТ2СВ на штанге и на борту и датчиком Rosemount 102E4 на борту соответственно)

H_b , м	$T_{ВДТ1}$, °C	$T_{ВДТ2}$, °C	$T_{102СТ1}$, °C	$T_{102СТ2}$, °C	T_{102E2} , °C
2000	-3,7	-3,5	-3,7	-3,5	-3,1
2880	-7,8	-7,7	-7,7	-7,7	-7,3
5010	-17,4	-17,3	-17,4	-17,2	-16,9
6880	-32,2	-32,0	-32,7	-32,1	-32,0
7960	-40,8	-40,9	-41,1	-41,1	-40,8
8970	-48,0	-48,4	-48,2	-48,3	-48,3

Как следует из таблицы, совпадение показаний всех датчиков и на всех высотах хорошее, расхождение не выходит за пределы погрешностей датчиков (см. таблицу 3.3 в разделе 3 настоящей диссертации). Важно, что практически

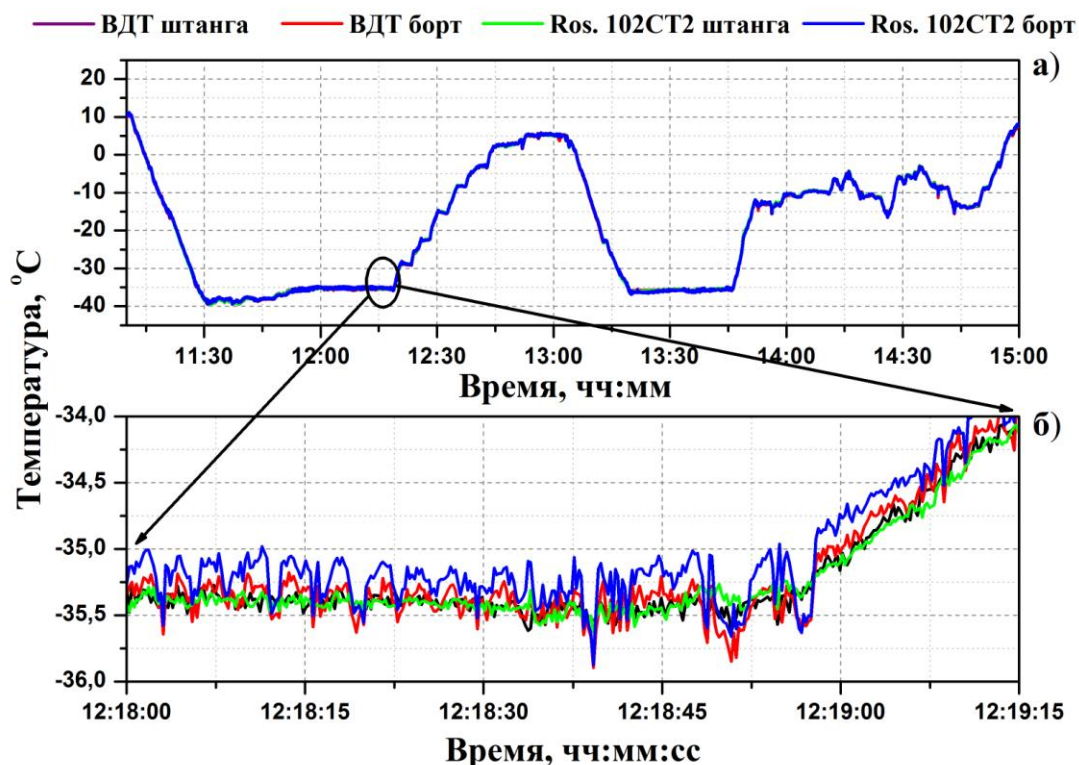


Рисунок 4.8 — Сравнение показаний датчиков температуры ВДТ и Rosemount 102СТ2СВ на штанге и бортовой обшивке самолёта: а) — полные реализации показаний датчиков; б) — фрагменты реализаций для оценки расхождений.

совпали показания датчиков температуры различных типов и расположенных в различных местах на самолёте-лаборатории, что свидетельствует в пользу высокого качества самолётных измерений температуры.

Результаты сравнений показаний четырех датчиков температуры в полёте 5 сентября 2015 г.: двух ВДТ и двух Rosemount 102СТ2СВ, расположенных на штанге и бортовой обшивке самолёта представлены на рисунке 4.8. Как видно из рисунка, совпадение показаний все четырех датчиков хорошее, на верхнем рисунке (рисунок 4.8 а) приведены кривые профилей температуры для всего полёта, которые практически перекрывают друг друга. Более детальное рассмотрение реализаций температуры позволяет оценить имеющиеся различия в показаниях датчиков. На рисунке 4.8 б представлены 75-секундные части полных реализаций температуры, из которых видно, что в среднем расхождения между данными различных датчиков, размещенных в различных местах, не выходят за пределы заявленных выше погрешностей (см. раздел 3 настоящей диссертации). Сведения о величинах расхождений (среднеквадратических значениях расхождений) для всех испытываемых датчиков приведены в таблице 4.3. Расхождения в средних (за весь полёт) значениях температуры не превысило 0,04 °С (так средние значения измеренных температур составили: $\bar{T}_{ВДТ1} = -17,73$ °С; $\bar{T}_{ВДТ2} = -17,71$ °С; $\bar{T}_{102СТ1} = -17,69$ °С; $\bar{T}_{102СТ2} = -17,68$ °С).

Детальный анализ реализаций, подобных приведенных на рисунке 4.9б, показывает, что существуют заметные различия в реализациях высокочастотной части пульсаций (с пространственными масштабами менее 150 м) между датчиками, расположенными на штанге и на бортовой обшивке самолёта.

Таблица 4.3 — Среднеквадратические отклонения (в °С) разности между показаниями различных датчиков температуры воздуха во время полёта самолёта-лаборатории Як-42Д «Росгидромет» 5 сентября 2015 г. ($T_{ВДТ1}$, $T_{ВДТ2}$, $T_{102СТ1}$, $T_{102СТ2}$ — температура воздуха, измеренная датчиками ВДТ на штанге и на борту, датчиками Rosemount 102СТ2СВ на штанге и на борту соответственно)

Параметр	$T_{ВДТ1}$	$T_{ВДТ2}$	$T_{102СТ1}$	$T_{102СТ2}$
$T_{ВДТ1}$	-	0,14	0,11	0,24
$T_{ВДТ2}$	0,14	-	0,17	0,20
$T_{102СТ1}$	0,11	0,17	-	0,23
$T_{102СТ2}$	0,24	0,20	0,23	-

Такие расхождения можно объяснить флуктуациями, возникающими в воздушном потоке вблизи фюзеляжа самолёта (где расположены датчики температуры и давления) при попадании самолёта в зоны турбулентности. Отсюда следует важный вывод: использование данных с датчиков, расположенных на боковой обшивке фюзеляжа самолёта для исследования турбулентности и турбулентных потоков может привести к некорректным результатам. С другой стороны, малые расхождения между средними значениями

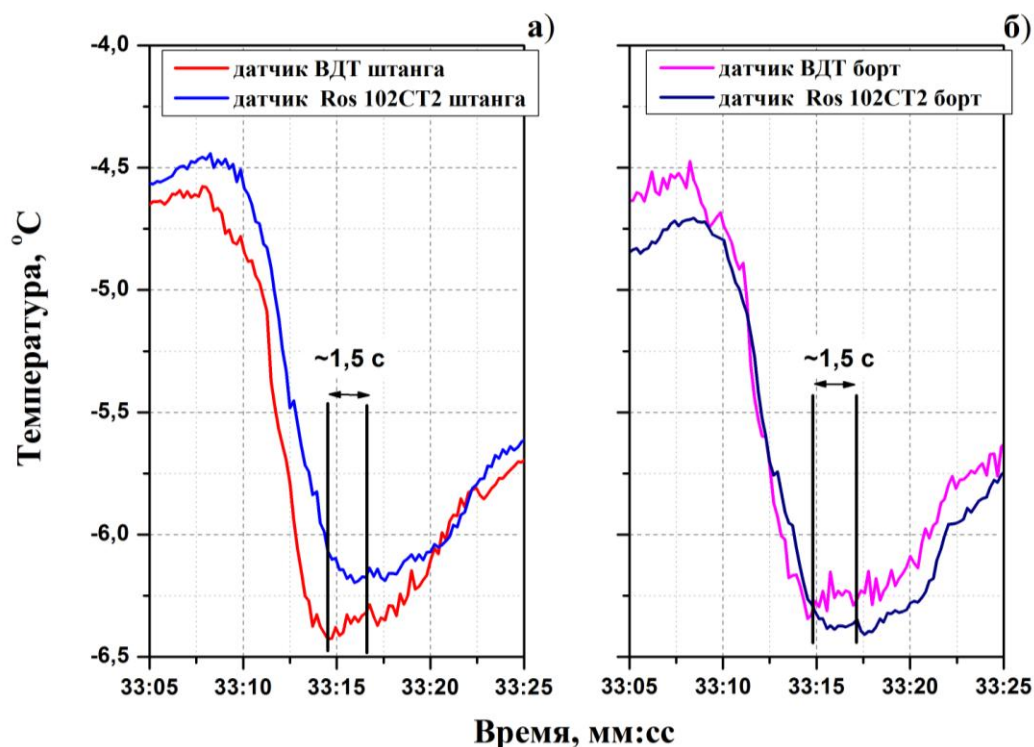


Рисунок 4.9 — Запаздывание показаний термометра 102СТ2СВ относительно датчика ВДТ по результатам измерений на подкрыльевой штанги (а) и бортовой обшивке фюзеляжа самолёта-лаборатории Як-42Д «Росгидромет», полёт 5 сентября 2015 г.

температуры и скорости воздушного потока (с учётом аэродинамических погрешностей) позволят производить точный расчёт поля среднего ветра и температуры по данным бортовых датчиков.

Синхронная регистрация величин температуры воздуха с датчиков ВДТ и Rosemount 102CT2СВ позволила оценить инерционность стандартных датчиков Rosemount. Согласно документации производителя, постоянная времени датчика 102CT2СВ составляет, в зависимости от скорости потока, от 1 до 2 с [118]. Поскольку инерционность датчика ВДТ известна [49] и достаточно мала (постоянная времени 0,012 с, см. раздел 3 настоящей диссертации), то сравнение реализаций позволяет оценить время запаздывания датчика 102CT2СВ

относительно ВДТ. Примеры таких реализаций приведены на рисунке 4.10. Как по показаниям датчиков на штанге, так и по результатам сопоставления данных с бортовых термометров видно, что запаздывание в показаниях датчиков Rosemount относительно ВДТ составляет около 1,5 с. Это означает, что стандартные датчики Rosemount могут быть использованы только для расчётов средней температуры воздуха и среднего ветра. Исследование турбулентности, и, в особенности, турбулентных потоков тепла, импульса и водяного пара требуют применения высокочастотных датчиков температуры ВДТ, расположенных на подкрыльевой штанге. Результаты проведенных исследований показали, что в качестве основного датчика температуры на самолёте-лаборатории Як-42Д «Росгидромет» целесообразно использовать датчик ВДТ, расположенный на подкрыльевой штанге. Датчики Rosemount 102СТ2СВ и датчик ВДТ, расположенные на бортовой обшивке фюзеляжа самолёта следует рассматривать как вспомогательные данные, с которых могут быть использованы при отказе основного датчика ВДТ.

4.2.2 СОПОСТАВЛЕНИЕ ВЕЛИЧИН СКОРОСТИ И НАПРАВЛЕНИЯ ВЕТРА И ТЕМПЕРАТУРЫ ВОЗДУХА, ИЗМЕРЕННЫХ С БОРТА САМОЛЁТА-ЛАБОРАТОРИИ И РАДИОЗОНДОВЫМ МЕТОДОМ

Ряд исследовательских полётов в 2014 – 2017 гг. позволил провести сопоставление данных радиозондирования атмосферы и самолётных измерений (в тех случаях, когда вертикальная самолётная зондировка выполнялась вблизи пункта радиозондирования). В качестве примера на рисунке 4.10 приведены данные сравнительных измерений за 12 июня 2014 г. Самолёт-лаборатория Як-42Д «Росгидромет» выполнял зондировку в районе а/п. Чкаловский, а радиозондирование было осуществлено на аэрологической станции г. Долгопрудный. Самолётная зондировка атмосферы выполнялась в направлении на город Пушкин в диапазоне высот от 1240 до 8300 м с горизонтальными площадками приблизительно через 1000 м на встречных курсах от 125 до 315°. Время вертикальной самолётной зондировки в районе а/п. Чкаловский: от 04 ч 08 мин до 05 ч 03 мин, а время пуска радиозонда — 03 ч 30 мин., т.е. радиозондовые

наблюдения по времени были близки ко времени выполнения самолётом зондировки. Как видно из рисунка, на всех высотах преобладали ветра северного или северо-северо-восточного направлений. Отметим, что для удобства восприятия (поскольку направления ветров было близко к северному) направление ветра представлено в шкале $\pm 180^\circ$.

По результатам самолётной зондировки можно заключить, что вертикальные профили температуры воздуха, определенные по данным радиозондирования в г. Долгопрудном и по результатам самолётной зондировки на северо-востоке Московской области хорошо совпали. Нулевая изотерма находилась на высоте 2150 м по системе спутниковой навигации GPS (или на барометрической высоте 2100 м) как в районе радиозондирования (г. Долгопрудный), так и на северо-востоке Московской области. Близки оказались и профили скорости и направления ветра определенные по самолётным данным и результатам радиозондирования. Величины скорости ветра до высоты 3000 м не превышали 15 мс^{-1} , выше ветер усиливался до 20 мс^{-1} , а направление ветра колебалось от 30 до 0° (360°).

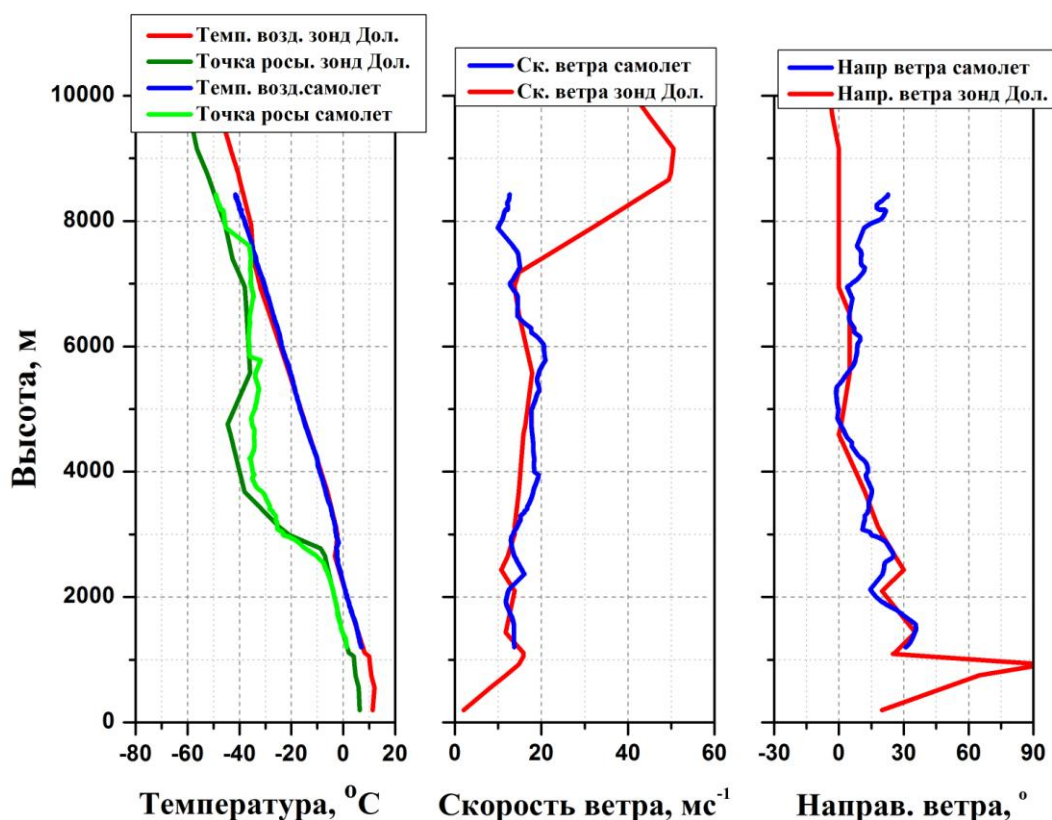


Рисунок 4.10 — Сравнение профилей температуры воздуха, скорости и направления ветра, измеренных радиозондовым методом и с борта самолёта-лаборатории Як-42Д «Росгидромет» 12 июня 2014 г.

Совпадение измеренных величин температуры воздуха и скорости и направления ветра вполне удовлетворительное, расхождения начинают наблюдаться только на высотах выше 5 км. Здесь необходимо отметить, что самолёт выполнял зондировку, практически не удаляясь от точки (а/п. Чкаловский), в то время как радиозонд сносился ветром, сила которого составляла на высотах более 40 мс⁻¹. Таким образом, за время подъема зонд смещался на существенное расстояние от первоначальной точки пуска, что могло быть причиной отмеченных расхождений.

4.2.3 ОЦЕНКА КАЧЕСТВА ИЗМЕРЕНИЯ И РАСЧЁТА СКОРОСТИ И НАПРАВЛЕНИЯ ВЕТРА ПРИ МАНЁВРАХ САМОЛЁТА-ЛАБОРАТОРИИ

Для расчётов компонент скорости ветра (модуля скорости и направления ветра) используются формулы (2.9 – 2.13), которые обеспечивают расчёты при произвольном движении самолёта. Поэтому одним из наиболее распространённых критериев и тестов качества измерений скорости ветра является лётный эксперимент с выполнением манёвров самолёта по крену, тангажу и курсу [66; 90; 99]. При выполнении таких манёвров в спокойной однородной атмосфере компоненты скорости ветра не должны существенно изменяться, а возникающие флуктуации скорости и направления ветра обычно относят к ошибкам измерений. Следует отметить, что исследования структуры поля ветра обычно проводятся в горизонтальном полёте без существенных изменений углов крена, тангажа и курса. Это обусловлено не только стремлением снизить погрешности измерений, но и провести корректную интерпретацию полученных результатов. В то же время, измерения, выполняемые при манёврах самолёта, позволяют выявить реальные возможности измерительной системы.

В качестве примера таких испытаний приведем результаты исследовательского полёта за 26 июня 2014 г., продолжительностью около 5 ч на различных высотах и скоростях [25]. Эти данные приведены на рисунках 4.11 – 4.14, где на верхних панелях изображены реализации рассчитанных скоростей и углов ветра при выполнении самолётом манёвров по крену (до 30°), тангажу (до 10°) и курсу (с разворотами до 180°). На нижних панелях каждого из рисунков

показаны пятиминутные фрагменты этого же полёта.

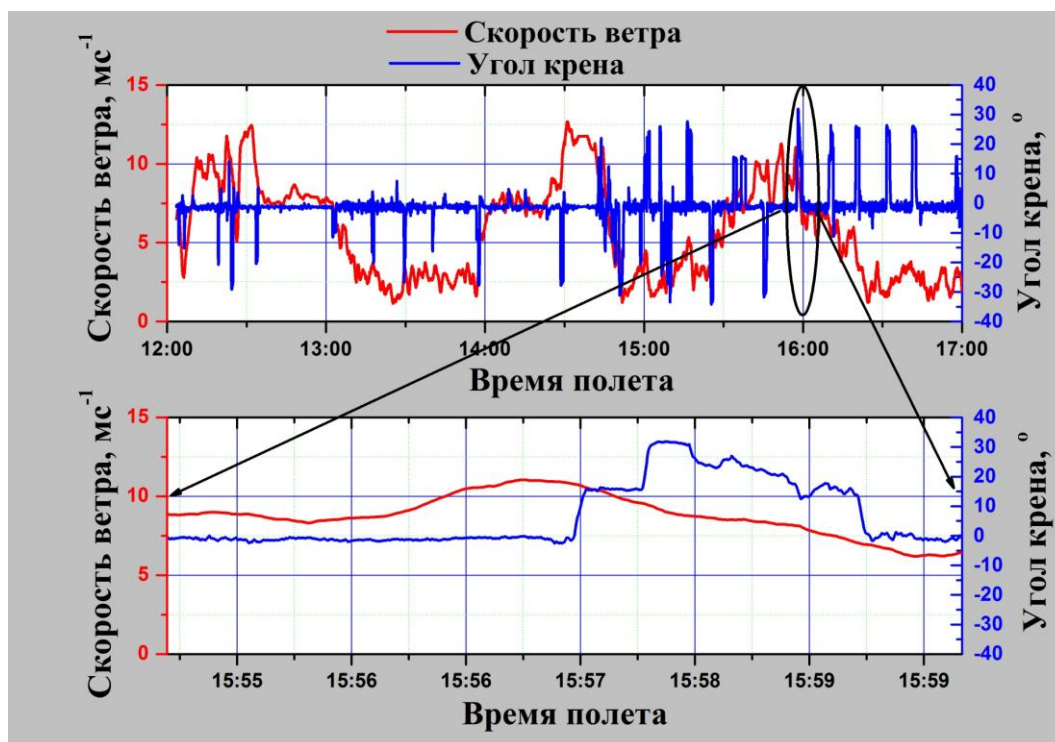


Рисунок 4.11 — Зависимость рассчитанной скорости ветра от времени полёта при изменениях угла крена самолёта

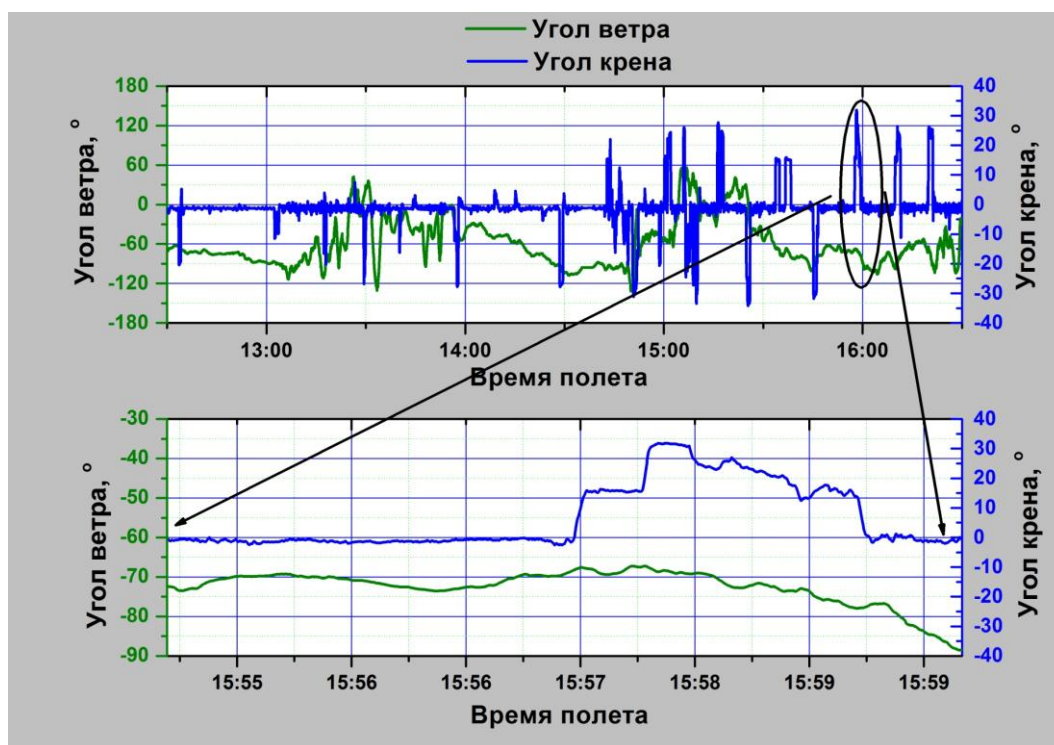


Рис. 4.12 — Зависимость угла ветра от времени полёта при изменениях угла крена самолёта

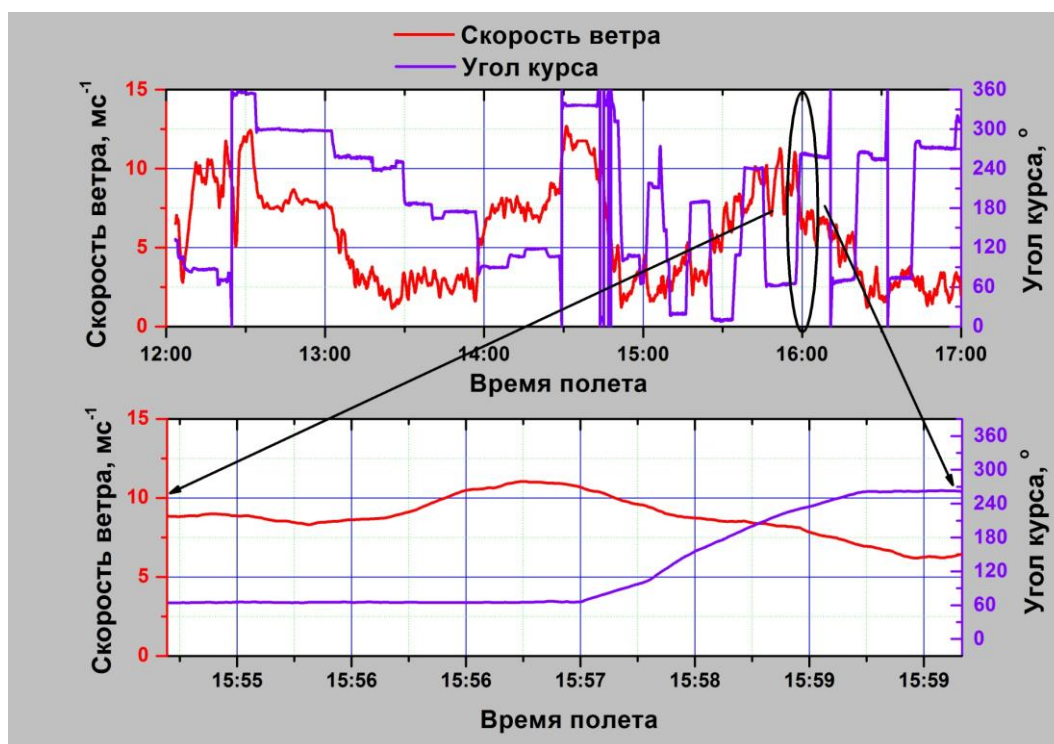


Рисунок 4.13 — Зависимость рассчитанной скорости ветра от времени полёта при изменениях угла курса самолёта

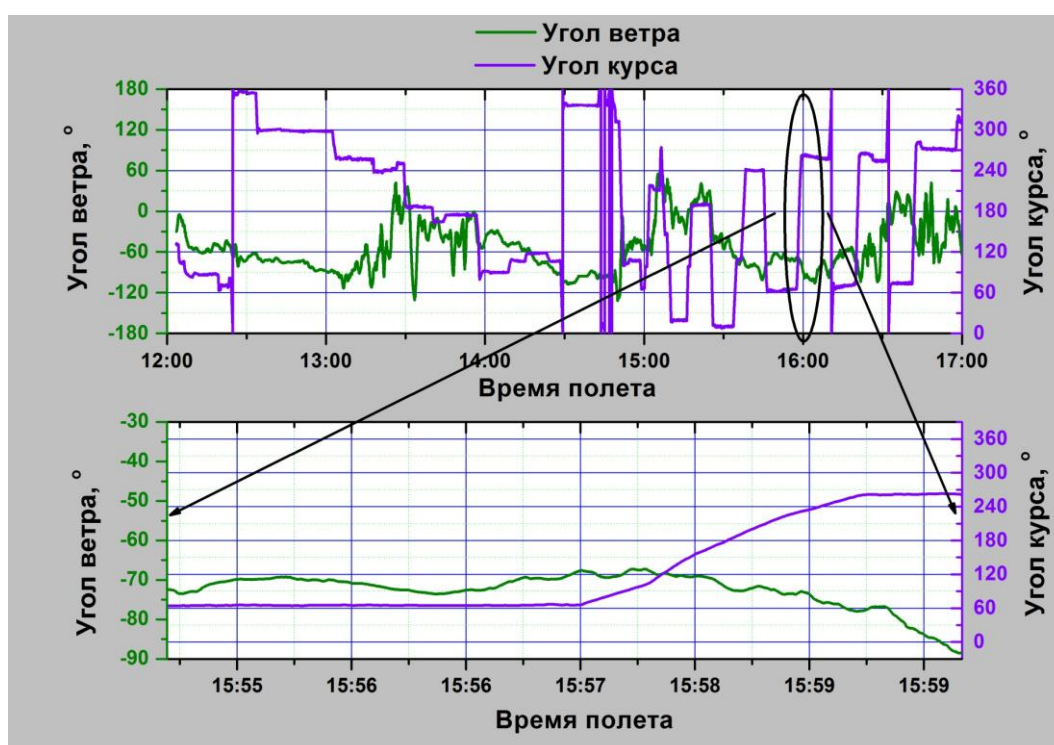


Рисунок 4.14 — Зависимость угла ветра от времени полёта при изменениях угла курса самолёта

Поскольку испытания проводились в реальном исследовательском полёте на реализациях отражены изменения скорости и направления ветра, обусловленные и естественной изменчивостью атмосферы. Тем не менее, можно отметить, что выполнение манёвров по крену существенно не отражается на результирующих

величинах скорости и направления ветра (см. рисунки 4.11 и 4.12). Изменения угла тангажа в полёте обычно невелики и также не приводят к искажениям измеряемых скоростей и направлений ветра. Испытания показали, что спуски и подъемы самолёта также не приводят к заметным погрешностям в расчётах скорости и направления ветра.

Наиболее критичным для расчёта ветра является изменение угла курса (см. рисунки 4.13 – 4.14). (Резкое изменение угла курса, приведенное на рисунках, означает программный переход от значения угла 360° к 0° или обратно, от 0° к 360°). Отметим, что изменение угла курса на $60^\circ - 90^\circ$ не приводит к заметным искажениям рассчитанных значений модуля и скорости ветра. Однако более существенные изменения угла курса — на 360° могут вызывать появление ложных флуктуаций скорости и направления ветра. На рисунке 4.15 приведены результаты измерений скорости ветра при полёте самолёта-лаборатории 5 сентября 2015 г. на высоте 8000 м по круговой траектории с креном около 30° .

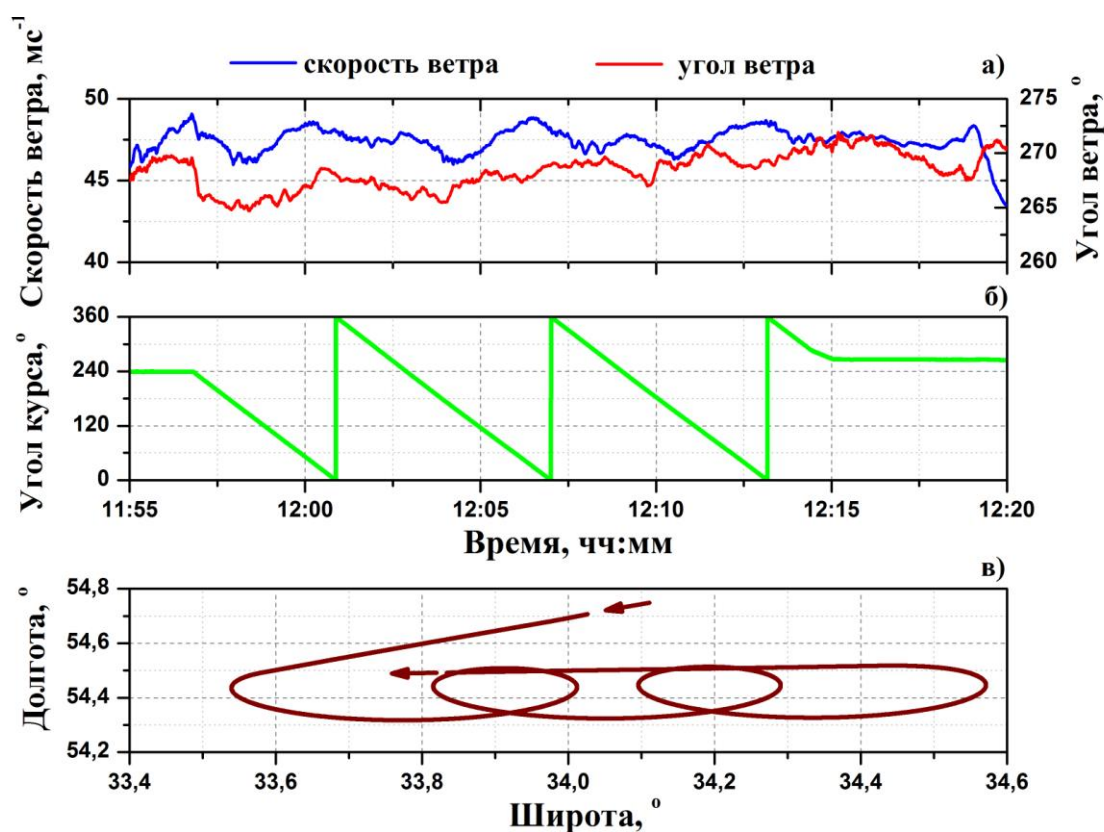


Рисунок 4.15 — Влияние глубоких манёвров самолёта-лаборатории по крену и курсу на измерения скорости и направления ветра: а) — изменения скорости и угла ветра во время манёвров самолёта; б) — изменение угла курса самолёта; в) — траектория полёта самолёта на режиме, стрелками указано направление движения.

На представленных реализациях (рисунок 4.15 а) прослеживаются

колебания скорости ветра амплитудой около $\pm 2 \text{ мс}^{-1}$ и направления ветра амплитудой до $\pm 4^\circ$, которые могли быть вызваны как манёвром самолёта (глубина манёвров самолёта характеризуются представленными графиками изменения курса — рисунок 4.16б и траекторией полёта самолёта — рисунок 4.16в), так и естественной изменчивостью поля ветра в атмосфере.

Испытания аппаратуры для измерения ветра при манёврах самолёта выполнялись различными авторами (см., например, [99]). На рисунке 4.16

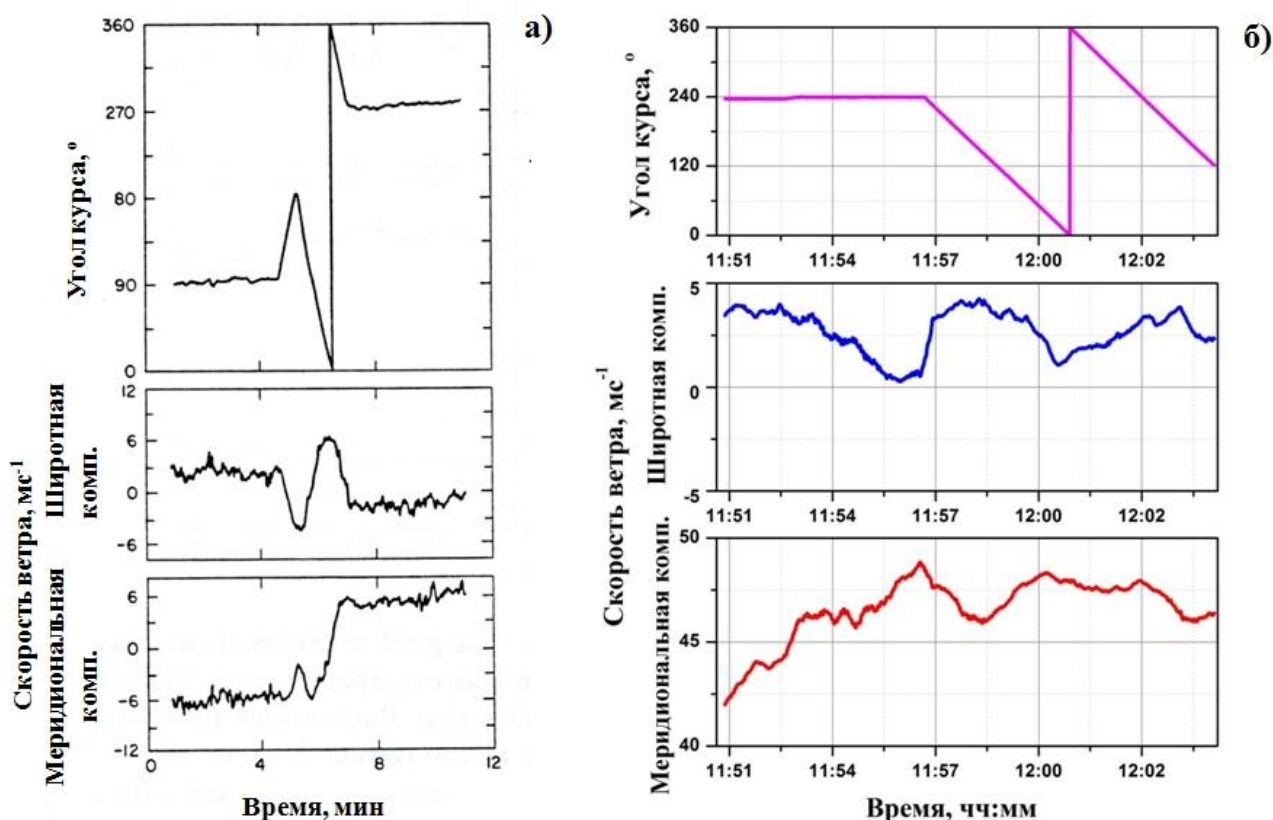


Рисунок 4.17 — Оценка влияния изменения угла курса на измерения меридиональной и широтной компонент скорости ветра: а) — по данным Lenshow and Spyers-Duran [98], б) — на самолёте-лаборатории Як-42Д «Росгидромет», полёт 8 сентября 2015 г.

представлено сравнение результатов расчётов компонент скорости ветра при разворотах самолёта-лаборатории на 360° по данным Lenshow and Spyers-Duran [99] и данным, полученным с борта самолёта Як-42Д «Росгидромет». Отметим, что по результатам испытаний Lenshow and Spyers-Duran ложные значения широтной и меридиональной компонент скорости ветра, обусловленные разворотом самолёта, составили приблизительно $\pm 6 \text{ мс}^{-1}$. В то же время для измерительного комплекса самолёта-лаборатории Як-42Д «Росгидромет» удалось добиться существенно лучших результатов — изменения компонент скорости

ветра за время разворота не превышали $\pm 2 \text{ мс}^{-1}$, причем не наблюдалось явной зависимости величин скорости ветра от угла курса, изменения могли быть частично вызваны и изменчивостью поля ветра.

Оценки степени влияния изменения курса самолёта на средние значения скорости и направления ветра приведены в таблице 4.4. Осреднение осуществлялось для участков горизонтального полёта продолжительностью 5 – 10 мин., что соответствовало протяженности участков от 45 до 90 км. Как видно из таблицы, средние значения скорости ветра на встречных курсах различались не более, чем на $1,5 \text{ мс}^{-1}$, а направление ветра – 10° . Отметим, что указанные различия могли быть обусловлены временной или пространственной изменчивостью поля ветра. Об этом свидетельствуют, например, различия в величинах скорости и направлении ветра, определенные при совпадающих курсах самолёта.

Таблица 4.4 — Средние значения температуры воздуха, температуры точки росы, скорости и направления ветра, измеренные на встречных курсах, полёт 24 мая 2014 г.

№ реж.	Время реж.	Высота GPS, м	Курс, °	Темп. воздуха, °C	Темп. точки росы, °C	Скор. ветра, мс ⁻¹	Направ. ветра, °
1	15:30 - 15:36	8843	221	-39,9	-53,3	7,7	135
2	15:38 - 15:47	8838	35	-40,0	-53,3	8,9	150
3	15:50 - 16:00	8837	223	-39,9	-53,0	7,2	150
4	16:03 - 16:12	8836	30	-40,0	-52,8	7,7	155
5	16:15 - 16:24	8835	220	-39,9	-52,6	6,0	148
6	16:27 - 16:43	8836	32	-40,3	-52,3	7,1	152
7	16:46 - 16:56	8836	219	-39,9	-52,4	7,4	148
8	16:58 - 17:06	8838	34	-40,0	-52,7	9,0	158
9	17:10 - 16:20	8841	222	-40,0	-	8,4	164

Таким образом, можно считать, что проведение измерений при манерах с умеренными значениями углов крена (до 20°) и тангажа (до 5°), на траекториях подъема и спуска с постоянной вертикальной скоростью не более 5 мс^{-1} и с изменениями угла курса до $20 - 30^\circ$ не приводит к существенному увеличению погрешностей по сравнению с приведенными в разделе 3 настоящей диссертации

оценками, определенными для условий горизонтального полёта. Это заметно расширяет измерительные возможности самолёта-лаборатории Як-42Д «Росгидромет», позволяя проводить быстрые зондировки без обычных обязательных горизонтальных площадок, требующих дополнительных затрат полётного времени для измерений. Следует однако отметить, что глубокие маневры самолета (при которых изменения углов курса составляли более 180° , а крена – до 30°) приводили к появлению ложных порывов ветра не превышающих 2 мс^{-1} по амплитуде и $5^\circ - 7^\circ$ по направлению ветра.

Слабая зависимость рассчитываемых величин скорости и направления ветра от манёвров, выполняемых самолётом, свидетельствует о высокой точности измерения всех первичных параметров, входящих в расчётные формулы (2.9 – 2.11). Ключевым параметром для определения скорости и направления ветра является истинная воздушная скорость самолёта, точность её измерения в основном определяет и точность расчёта ветра. Результаты лётных исследований аппаратуры для измерения параметров полёта самолёта и термодинамических параметров атмосферы показали, что предложенный метод введения аэродинамических поправок обеспечивает высокое качество измерения температуры воздуха, скорости и направления ветра, а, следовательно, и турбулентных пульсаций скорости ветра и температуры.

5 РЕЗУЛЬТАТЫ САМОЛЕТНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ТЕРМОДИНАМИЧЕСКОГО СТРОЕНИЯ АТМОСФЕРЫ С ЦЕЛЬЮ ОЦЕНКИ ХАРАКТЕРИСТИК РАСПРОСТРАНЕНИЯ АЭРОЗОЛЕЙ

Разработанные методы расчета скорости ветра и температуры воздуха и их турбулентных пульсаций с борта-самолета-лаборатории были применены для анализа характеристик распространения атмосферных аэрозолей в районе мегаполиса [5; 6]. Известно, что крупные города и мегаполисы являются источником выброса в атмосферу аэрозолей различного происхождения [40; 41; 43]. Одним из наиболее существенных загрязнителей атмосферы в районах с промышленными источниками является чёрная сажа [101]. Частицы сажи в атмосфере являются продуктами неполного сгорания биомассы при лесных пожарах и углеводородного топлива в автомобильных двигателях и на промышленных предприятиях. Вследствие высокой поглощающей способности света сажевый аэрозоль способен влиять на замутнение и тепловой баланс атмосферы, его роль признана существенной и в протекании гетерогенных химических реакций в атмосфере. Малый (от 0,1 до 3 мкм) и субмикронный (от 0,055 до 1 мкм) диапазоны размеров атмосферных частиц имеют особое значение в связи с проблемой формирования атмосферного аэрозоля и влияния антропогенных примесей на этот процесс [72; 133]).

При определенных метеорологических условиях (неустойчивости пограничного слоя атмосферы и развития в нем турбулентности, наличия сильного ветра) аэрозольные примеси могут распространяться как за счёт турбулентной диффузии, так и в результате ветрового переноса. Самолётные исследования распространения примесей позволяют оценить уровни и масштабы аэрозольных примесей в атмосфере в районе мегаполисов, что является одной из важных задач самолётного мониторинга распространения примесей над территорией РФ. При этом очень важно сопровождать измерения концентраций аэрозолей наблюдениями за термодинамическими параметрами атмосферы: температурой и влажностью воздуха, скоростью направлением ветра, турбулентностью, которые не только определяют структуру распределения

аэрозолей, но и условия их распространения.

5.1 РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ УСЛОВИЙ РАСПРОСТРАНЕНИЯ ШЛЕЙФА АЭРОЗОЛЬНЫХ ПРИМЕСЕЙ ОТ МЕГАПОЛИСА

Настоящий раздел диссертации основан на результатах наблюдений термодинамического состояния атмосферы и концентраций аэрозольных примесей, выполненных в московском регионе 26 июня 2014 г. с помощью самолёта-лаборатории Як-42Д «Росгидромет».

5.1.1 САМОЛЁТНЫЙ ЭКСПЕРИМЕНТ ПО ИССЛЕДОВАНИЮ РАСПРОСТРАНЕНИЯ ПРИМЕСЕЙ ОТ МЕГАПОЛИСА

5.1.1.1 АППАРАТУРА И МЕТОДЫ ИССЛЕДОВАНИЯ

Измерения термодинамических параметров атмосферы и навигационных параметров полёта проводились с помощью аппаратуры АПК-1 самолёта-лаборатории Як-42Д «Росгидромет», описание которой приведено в разделе 3 настоящей диссертации. Измерения аэрозольных характеристик атмосферы осуществлялось с помощью известных самолётных приборов для измерения аэрозолей UHSAS DMT, PCASP-100X и SP-2. Обработанные данные с этих приборов были любезно предоставлены сотрудниками ЦАО Н.О. Крутиковым и Д.В. Кириным, которые работали с этими приборами и в полёте. Спектрометр субмикронных частиц UHSAS фирмы Droplet Measurement Technologies, Inc. (Boulder, Colorado, 80301, P.O. Box 20293) был предназначен для измерения концентрации частиц в диапазоне размеров от 0,055 до 1 мкм. Исследуемый воздух подавался по специальным магистралям из полиуретана SNS PU с помощью насосов с контролируемым расходом воздуха. Результаты измерений фиксировались каждые 5 с, а время запаздывания в магистралях составило около 6 с. При обработке данных производилась коррекция величины расхода воздуха через прибор по температуре в салоне самолёта. Для измерения мелких частиц аэрозоля применялся датчик-спектрометр с пассивной полостью Passive Cavity

Aerosol Spectrometer Probe PCASP-100X [136]. Он позволял измерять концентрацию частиц в диапазоне от 0,1 до 3 мкм, данные регистрировались с частотой 1 Гц. Прибор размещался на подкрыльевом пилоне в специальном корпусе. Данные о концентрациях частиц корректировались по давлению и температуре воздуха на уровне полёта самолёта. Для измерения концентрации частиц сажи использовался прибор SP-2 [123], который размещался в салоне самолёта, а отбор проб производится через внешнее заборное устройство, подключенное с помощью полиуретановых трубок SNS PU. Прибор SP-2 позволял измерять концентрацию частиц сажи, а минимальный регистрируемый размер частиц составлял 0,4 мкм. Частота регистрации концентрации составляла один отсчет в секунду, время запаздывания в магистралях — 4 с. Все результаты аэрозольных измерений приводились в соответствие с данными навигационных систем самолёта-лаборатории (координатами места) и барометрической высотой полёта.

Выбор маршрута полёта самолёта-лаборатории в районе мегаполиса осуществлялся с помощью предварительно рассчитанной структуры переноса примесей с территории г. Москва. Предварительное и фактическое положение шлейфа выноса примесей были определены с помощью известной дисперсионной модели переноса атмосферных загрязнений FLEXPART [127]. Все расчёты по данной модели были проведены сотрудниками ЦАО А.Н. Лукьяновым и А.С. Ганьшиным, которые любезно предоставили данные о прогностическом и фактическом положениях шлейфа. Так как точные характеристики источника примесей были неизвестны, а модель использовалась только для определения областей максимальных концентраций условных примесей, на всех приведенных ниже расчётных схемах распределения концентраций были относительными и носили справочный характер.

5.1.1.2 ВЫПОЛНЕНИЕ ЛЁТНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ

Предполагаемое положение шлейфа выноса примесей (распределение концентраций некоторой условной примеси в слое высот от 0 до 1000 м), рассчитанное для 16 часов московского времени (МСК) по прогностическим

данным, приведено на рисунке 5.1. Положение шлейфа выноса обозначено на рисунке цветами, причем красный цвет в центре шлейфа означал максимальную концентрацию примесей, а синий тон на периферии шлейфа — концентрации близкие к фоновым значениям. Белой линией на рисунке отмечена ось шлейфа.

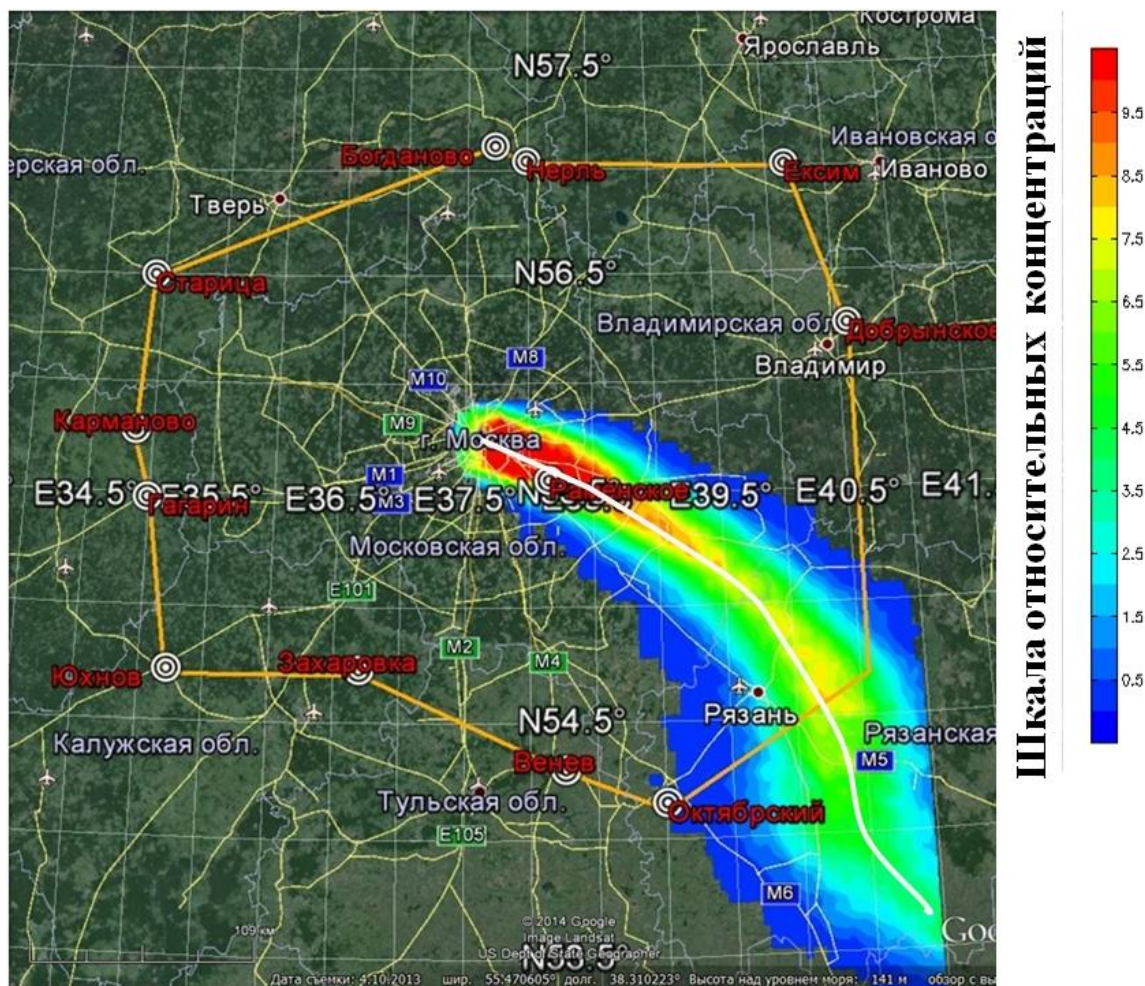


Рисунок 5.1 — Рассчитанное положение шлейфа выноса примесей с территории Москвы на предполагаемый момент начала измерений (на 16 ч МСК) и маршрут полёта самолёта-лаборатории.

Вне расчётной области шлейфа (где в качестве фона показана карта местности), концентрации примесей считались пренебрежимо малыми. Шкала концентраций аэрозоля приведена в относительных единицах от 0 до 10 (нормированных на максимальное значение концентрации примеси в шлейфе). На этом же рисунке белым цветом обозначена центральная траектория движения частиц, которая принималась за расчётную ось шлейфа выноса примесей.

Положение шлейфа, согласно численным расчетам, было устойчивым, т.е. распределение концентраций существенно не менялось в период с 14 ч до 18 ч

МСК, а само направление шлейфа изменялось незначительно – в пределах $\pm 5-7^\circ$. Это было связано, прежде всего, с устойчивым направлением ветра в период измерений. Генеральный маршрут полёта был определен следующим образом:

- Облет Москвы на расстоянии приблизительно 150 км от её центра с целью определения фоновых уровней аэрозольных примесей для дня наблюдений на наветренной стороне мегаполиса;
- Выход в зону прогностического положения шлейфа выноса примесей и выполнение наблюдений на «измерительных режимах» — участках горизонтального полёта с постоянной высотой (отклонения по высоте не более 20 м), курсом (отклонения по курсу не более 2°), без крена (отклонения — не более 5°) с курсами, ориентированными приблизительно поперёк направления

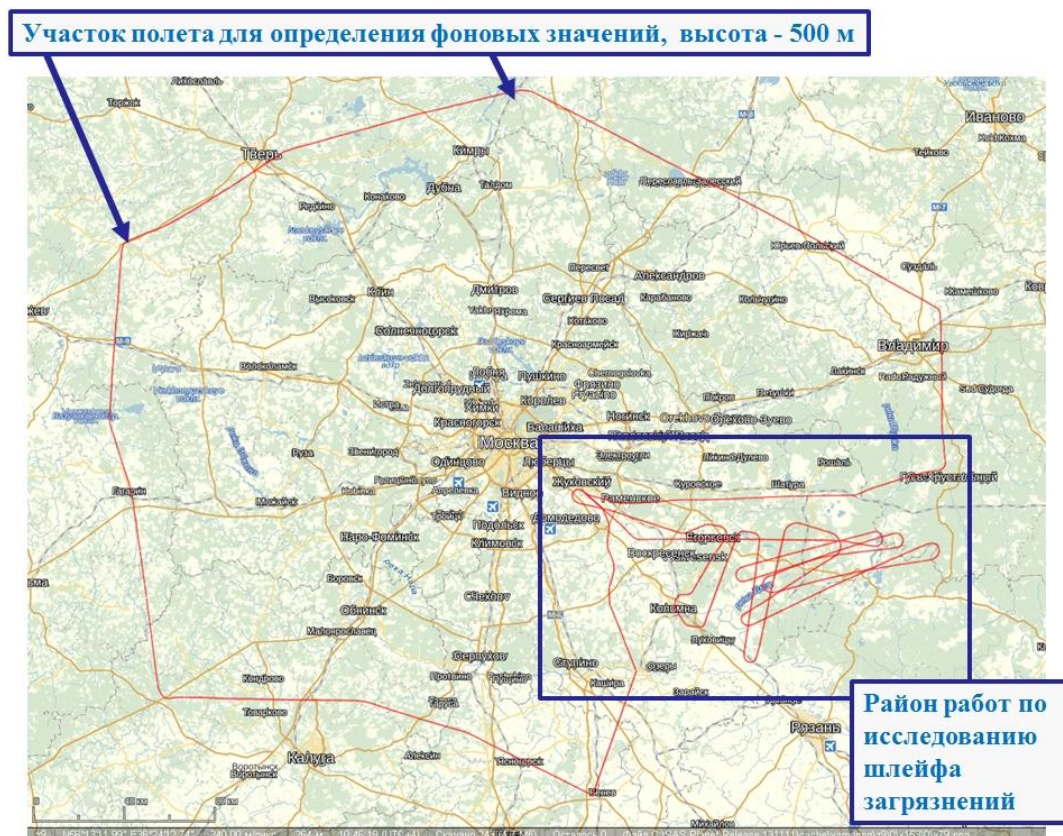


Рисунок 5.2 — Схема полёта по исследованию распространения примесей в районе г. Москва 26 июня 2014 г.

шлейфа с целью оценки пространственного распределения примесей;

- Выполнение зондировок в ядре шлейфа от высоты 3000 м до минимально возможной высоты с целью оценки вертикального распределения концентраций примесей.

Схема полёта по исследованию распространения примесей приведена на рисунке 5.2. Маршрут самолёта контролировался и корректировался непосредственно в полёте по прогностической схеме шлейфа, выведенной на экран монитора и по данным навигационного и термодинамического комплекса (удалению, высоте, курсу, скорости и направлению ветра).

5.1.2 АНАЛИЗ ПОЛУЧЕННЫХ ДАННЫХ

5.1.2.1 ФОНОВЫЕ ЗНАЧЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ

Во время пролета самолёта-лаборатории с наветренной стороны г. Москва (см. рисунок 5.2) на измерительном участке, протяженностью около 200 км на высоте 500 м были определены температура и влажность воздуха, скорость и направление ветра и оценены значения концентраций аэрозольных примесей, которые были приняты в качестве фоновых величин для сравнения с концентрациями в зоне шлейфа выноса в этот день:

- По чёрной саже:..... 9 см^{-3} ;
- По субмикронным частицам (0,055–1 мкм): 40 см^{-3} ;
- По мелким частицам(0,1–3 мкм): 40 см^{-3} .

Средние значения основных термодинамических параметров на наветренной стороне мегаполиса на высоте 500 м составили:

- Температура воздуха:..... $7,4 \text{ }^{\circ}\text{C}$;
- Относительная влажность воздуха:..... 65%;
- Скорость ветра:..... $3,2 \text{ мс}^{-1}$;
- Направление ветра: 279° .

5.1.2.2 ВЕРТИКАЛЬНЫЕ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ И КОНЦЕНТРАЦИЙ АЭРОЗОЛЕЙ

После выхода самолёта-лаборатории в зону шлейфа была выполнена зондировка от высоты 3000 м до высоты 25 м над взлётно-посадочной полосой а/п. Раменское, над которой, согласно предварительным расчётам, располагалась ось шлейфа. Вертикальные профили потенциальной температуры и температуры

точки росы в зоне шлейфа, полученные по данным самолета-лаборатории (см. рисунок 5.3) позволили оценить состояние пограничного слоя атмосферы (ПСА) в зоне шлейфа. Высота слоя составила 2500 м, а профиль потенциальной температуры позволил характеризовать его развитие как слабо-конвективное (конвективный пограничный слой КПС). В слое можно также выделить некоторые подслои, где наблюдались локальные инверсии температуры и вариации температуры точки росы на высотах около 700, 1800 и 2500 м.

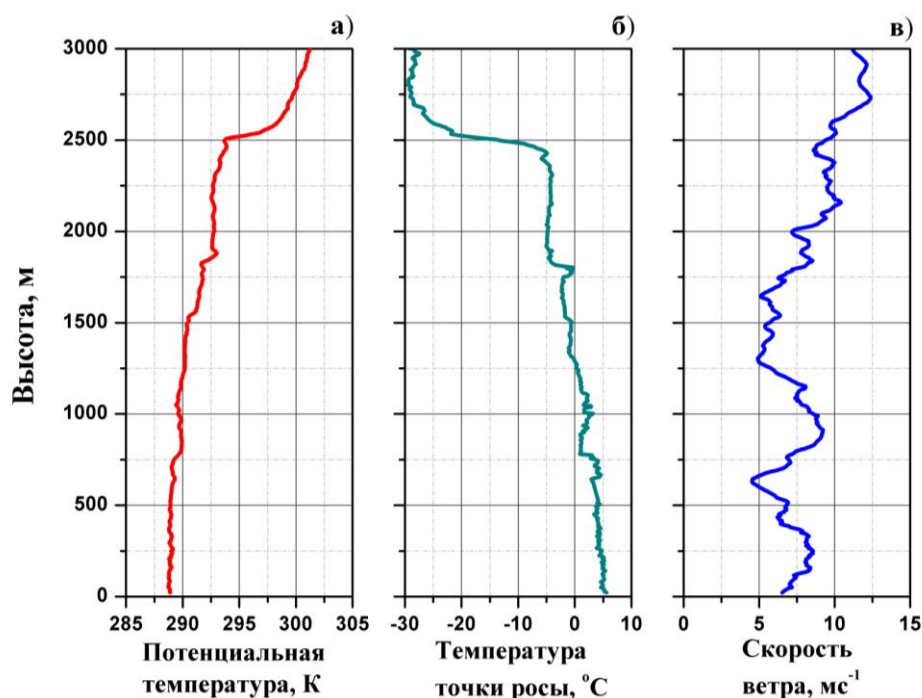


Рисунок 5.3 — Вертикальные профили термодинамических параметров, полученных во время вертикальной зондировки на оси шлейфа выноса примесей: а) — потенциальная температура, б) — температура точки росы, в) — скорости ветра.

В приземном слое ПС (до высоты 50 м) вертикальный градиент температуры составил $1,4^{\circ}\text{C}/100\text{ м}$, что свидетельствовало о существенной неустойчивости в слое. Отметим, что на высотах от 1800 до 2500 м находился слой слоисто-кучевых облаков с разрывами. Инверсии на высотах 700 и 1800 м сопровождались локальными понижениями относительной влажности воздуха и скорости ветра. Выше 2500 м находился слой очень сухого воздуха, причем на высоте 3 км относительная влажность составляла всего 11%.

На рисунке 5.4 представлены вертикальные профили концентраций аэрозольных частиц, полученные во время зондировки. Отметим, что для высот, больших 2500 м (т.е. выше ПСА), концентрация мелких и субмикронных частиц

была близка к фоновому значению, определенной по измерениям с наветренной стороны, а частицы сажи практически отсутствовали. На высоте около 700 м (т.е. там, где наблюдался подслей, выраженный в изменениях потенциальной температуры и температуры точки росы) обнаружено значительное уменьшение концентрации аэрозольных частиц: в 1,5 – 2 раза по сравнению с близлежащими высотами, причем наиболее ярко это выражено для сажевых частиц.

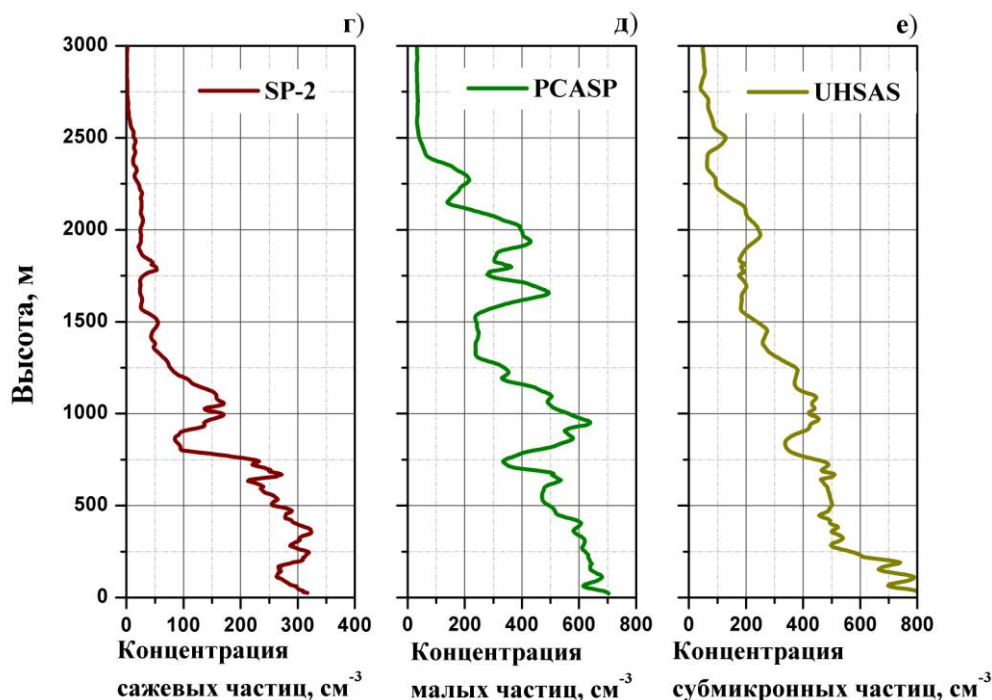


Рисунок 5.4 — Вертикальные профили концентрации аэрозолей, полученных во время вертикальной зондировки на оси шлейфа выноса примесей: г) — сажевых частиц по прибору SP-2; д) — мелких частиц по прибору PCASP; е) — субмикронных частиц по прибору UHSAS.

5.1.2.3 ПРОСТРАНСТВЕННЫЕ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ КОНЦЕНТРАЦИЙ ПРИМЕСЕЙ В ЗОНЕ ШЛЕЙФА ВЫНОСА

Анализ полученных данных был основан на результатах расчётов расположения шлейфа выноса и распределении концентрации примесей в нём, полученных А.Н. Лукьяновым и А.С. Ганьшиным с помощью модели FLEXPART по фактическим погодным условиям. Вид откорректированного положения шлейфа представлен на рисунке 5.5, где белыми линиями отмечена траектория полёта самолёта-лаборатории при исследовании шлейфа, определенная по данным GPS-системе самолёта-лаборатории, а чёрной пунктирной линией —

расположение средних вертикальных сечений распределений концентраций примесей в шлейфе, рассчитанных по данны

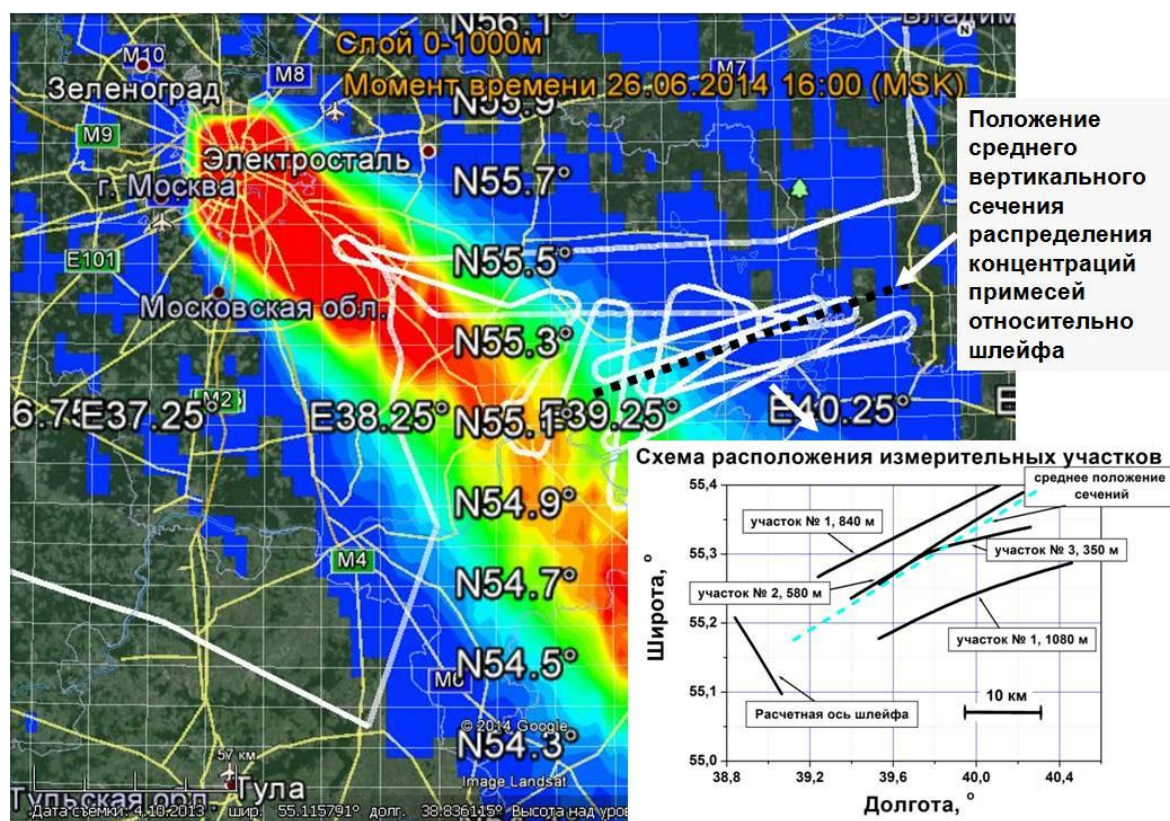
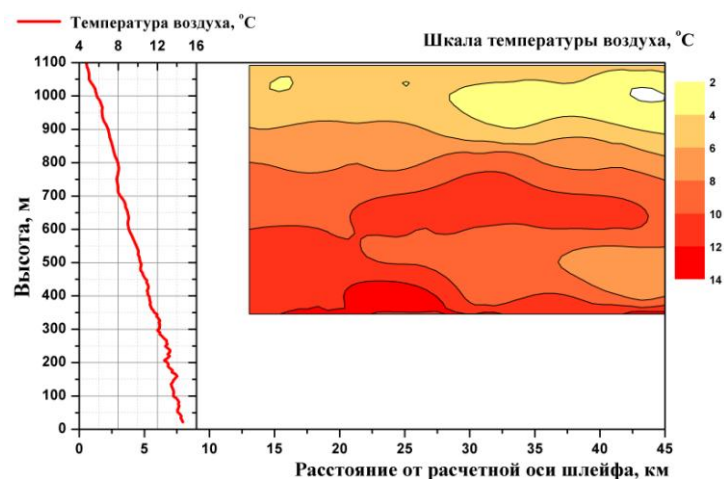
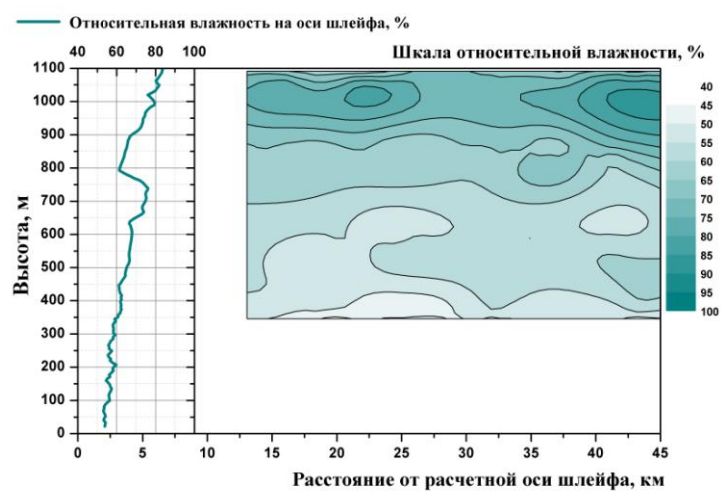


Рисунок 5.5 — Расчётная схема расположения шлейфа загрязнений на 16:00 МСК по фактическим погодным условиям, схема полёта самолёта-лаборатории при исследованиях шлейфа и положение расчётного вертикального сечения распределения параметров м, полученным при пролёте самолёта-лаборатории через шлейф на различных высотах. Здесь же на рисунке приведена вставка со схемой расположения измерительных участков.

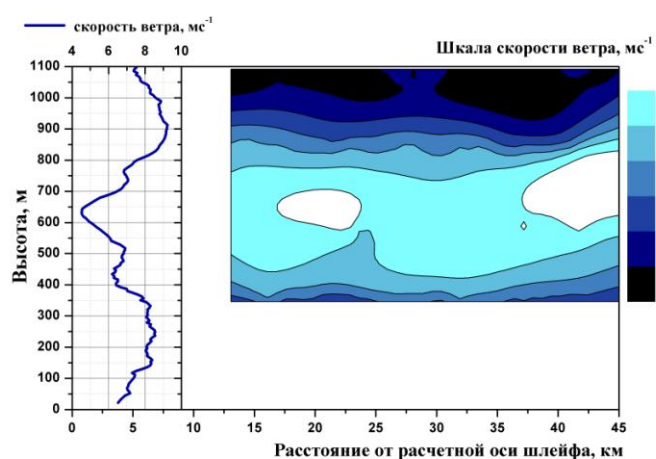
Для построения вертикальных сечений распределений термодинамических параметров (температуры и относительной влажности воздуха, скорости ветра) и концентраций аэрозолей были выбраны результаты наблюдений, полученные на четырех измерительных участках, ориентированных приблизительно поперёк шлейфа, последовательно на высотах 1080 м, 580 м, 350 м и 840 м. Данные участки отмечены на схеме их расположения (см. вставку на рисунке 5.5) номерами 1, 2, 3 и 4 соответственно. Здесь же, на схеме, приведено положение расчётной оси шлейфа выноса и указан пространственный масштаб схемы. Измерения на выбранных участках проводились в период с 16:09 по 16:41 МСК, т.е. время, затраченное на измерения, было сравнительно невелико с учётом того



а)



б)



в)

Рисунок 5.6 — Вертикально-горизонтальные распределения (сечения) термодинамических параметров и концентраций аэрозоля поперек шлейфа выброса: а) — сечение температуры воздуха; б) — относительной влажности воздуха; в) — скорости ветра.

обстоятельства, что положение шлейфа выноса и уровни концентраций в нём

менялись, согласно проведенным модельным расчётам, незначительно. Таким образом, можно было рассматривать ситуацию во время измерений как

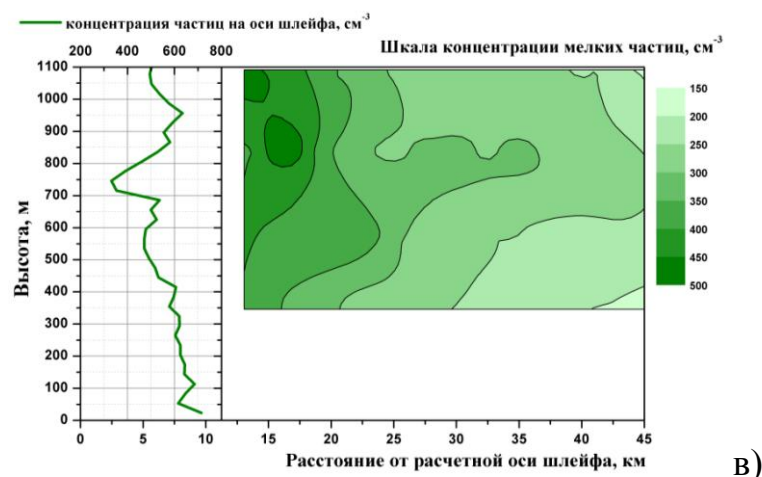
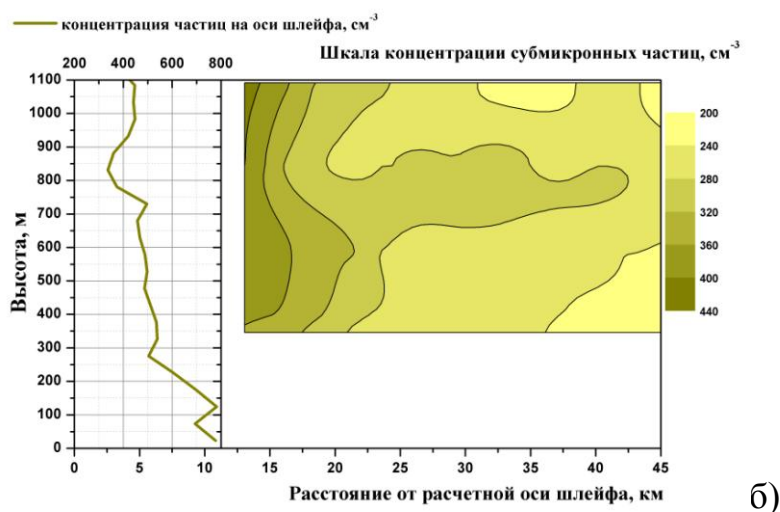
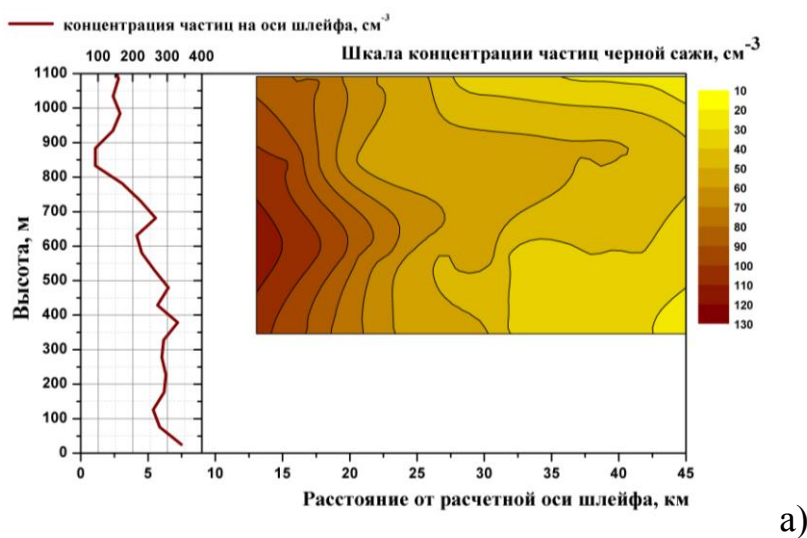


Рисунок 5.7 — Вертикально-горизонтальные распределения (сечения) концентраций аэрозоля поперек шлейфа выброса: а) — концентрации частиц чёрной сажи; б) — концентрации субмикронных частиц; в) — концентрации малых частиц.

квазистационарную. Линии измерения на различных высотах оказались несколько разнесены по расстоянию вдоль шлейфа, поэтому была выбрана некоторая срединная линия, на которую проецировались результаты измерений на высотах. Расстояние между линиями фактического измерения и срединной линией было менее 10 км (см. рисунок 5.5). В процессе исследований самолёт совершил пролёт вдоль расчётной оси шлейфа, что позволило оценить тренд изменения параметров вдоль оси шлейфа. Так, изменения температуры, влажности и скорости ветра на 10 км пути самолёта не превысили обычной горизонтальной изменчивости этих параметров и были существенно ниже, чем вариации, обнаруженные при полёте поперек шлейфа. Тренды концентраций аэрозольных частиц также не превышали горизонтальных вариаций соответствующих концентраций, обнаруженных при измерениях поперёк шлейфа. Таким образом, временные и пространственные вариации исследуемых параметров можно было считать незначительными и позволяющими корректно оценить пространственную структуру распределения концентраций и сопутствующих параметров.

Для построения вертикальных сечений термодинамических параметров атмосферы (температуры и влажности воздуха, скорости ветра) величины параметров и концентраций, полученные на режимах на этих высотах, интерполировались на равномерную сетку по высоте и расстоянию от расчётной оси шлейфа, в результате чего были получены матрицы значений концентраций, т.е. поля значений параметров в узлах равномерной сетки, ориентированной по высоте и расстоянию от оси шлейфа поперёк направления переноса примесей.

Аналогичным образом были рассчитаны и матрицы для концентраций мелких аэрозольных частиц (по прибору PCASP), для сажевых частиц (по прибору SP-2) и для субмикронных аэрозольных частиц (по прибору SP-2). Все матрицы имели размеры 44x44 точек. По полученным матрицам (полям значений параметров) производилось построение псевдотрёхмерной картины распределения параметров, где значения соответствующих параметров выделялись тонами цветов, а осями координат служили расстояние вдоль среднего сечения и высота над рельефом местности (см. рисунки 5.6 и 5.7). Этот метод был разработан и успешно применялся для исследований неоднородного

пограничного слоя атмосферы [47].

Как видно из рисунка 5.7, сечения захватывали только часть шлейфа, что было связано с ограничениями по полёту самолёта-лаборатории, полученными от службы организации движения в московской воздушной зоне. Тем не менее, проведённые исследования представляли существенный интерес, поскольку давали представление о распределении различных параметров в поперечном и вертикальном направлениях относительно направления шлейфа.

На рисунках 5.6 а), б) и в) представлены вертикальные сечения полей температуры воздуха, относительной влажности воздуха и скорости ветра соответственно, которые характеризовали термодинамическое состояние атмосферы в зоне шлейфа. В левой части каждого из рисунков приведены вертикальные профили соответствующих параметров, полученные во время зондировки на оси шлейфа. Как видно из рисунков, вертикально-горизонтальные поля температуры и влажности воздуха имели слоистую структуру, которая отмечалась и на соответствующих вертикальных профилях, полученных при зондировке. В целом в слое воздуха до высоты 1100 м наблюдалось монотонное понижение температуры и увеличение влажности с небольшими задерживающими слоями. В поле ветра также наблюдалась слоистая структура, причем можно отметить относительное ослабление ветра в слое на высотах 700 – 1000 м. Средние значения температуры и влажности воздуха, скорости ветра, полученные при проходе самолёта-лаборатории вдоль оси шлейфа, представлены в таблице 5.1.

Вертикальные сечения концентраций аэрозолей различной природы в зоне шлейфа представлены на рисунках 5.7 а, б и в. На рисунках приведены также профили концентраций аэрозолей, полученные при вертикальной зондировке самолёта-лаборатории на оси шлейфа. Полученные сечения концентраций показали, что пространственное распределение концентраций примесей зависит от типа и размеров аэрозолей, но в целом схожи. Так, максимум концентраций субмикронных и малых частиц (рисунки 5.7 б и в)) наблюдался на периферии шлейфа в слое 700 – 1000 м, т.е. непосредственно над областью ослабления ветра (см. рисунок 5.6 в)) и под задерживающими слоями (см. рисунок 5.6 а)). На

рисунке 5.7 а) представлено вертикально-горизонтальное распределение концентрации сажевых частиц, из которого видно, что концентрация сажи возрастает ближе к оси шлейфа на всех высотах, причем повышенные значения концентраций наблюдаются в слоях на высотах 400 – 500 м и 700 – 1000 м, т.е. под слоями инверсии температуры. Во всех случаях распределения показали, что концентрации аэрозольных частиц вблизи оси шлейфа, существенно, на порядок, превосходят соответствующие фоновые значения. В периферийной части шлейфа, на расстоянии около 45 км от его оси, величины концентрации аэрозолей на высоте 500 м были выше фоновой в 4 – 5 раз, т.е. значимо превышали ошибки измерений.

Выявленные особенности пространственной структуры распределений аэрозолей объясняются анализом характеристик турбулентных движений в пограничном слое [58]. С этой целью были произведены расчёты турбулентных пульсаций продольной u' и поперечной v' (по отношению к плоскости сечений, см. рисунок 5.4) и вертикальной w' компонент скорости ветра и пульсаций

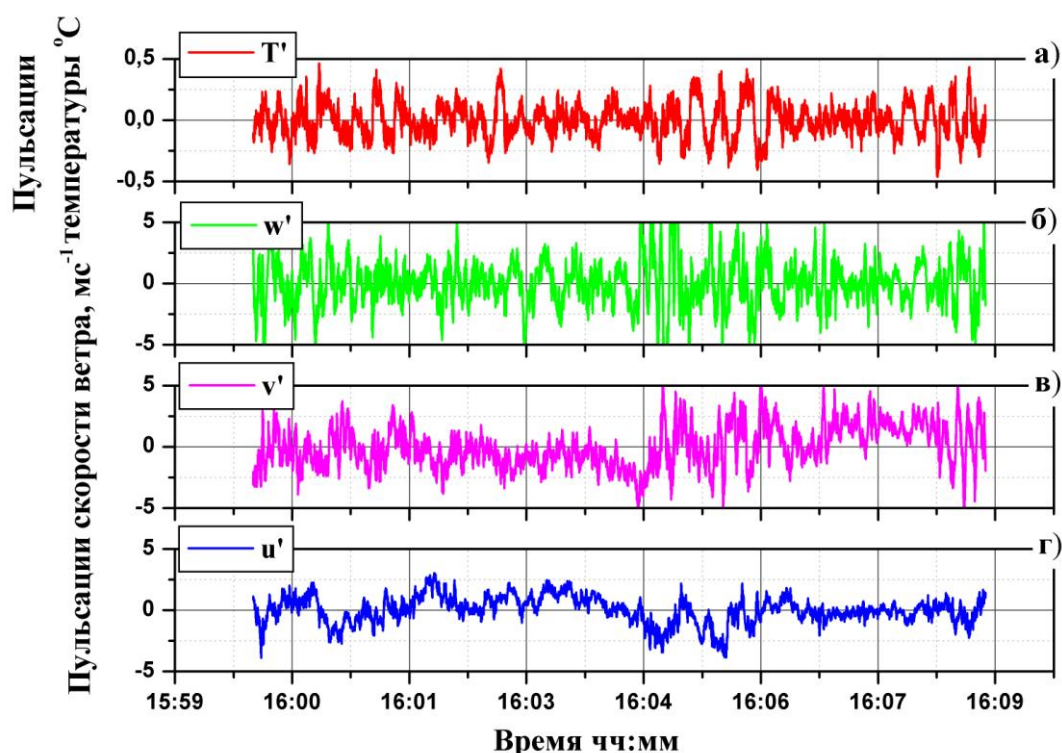


Рисунок 5.8 — Примеры реализаций турбулентных пульсаций: а) — температуры воздуха T' ; б) — вертикальной w' , в) — поперечной v' , и г) — продольной u' компонент скорости ветра, рассчитанные для измерительного режима на высоте 1080 м.

температуры воздуха T' в соответствии с формулами (1.12) раздела 1 настоящей диссертации). Мгновенные значения компонент скорости ветра в географической системе координат рассчитывались по формулам (2.9 – 2.11), после чего проецировались на линию направления сечения и обозначались как u , v и w . Мгновенные значения температуры воздуха T определялись по формуле (2.4). Средние продольная и поперечная (относительно расположения сечения) компоненты скорости ветра $\bar{u}$, $\bar{v}$, средняя вертикальная компонента скорости ветра $\bar{w}$ и средняя температура воздуха $\bar{T}$ рассчитывались с помощью исключения параболического тренда. Частота следования значений в дискретных рядах реализаций u' , v' , w' и T' составляла 40 отсчетов в секунду. Примеры реализаций турбулентных пульсаций компонент скорости ветра u' , v' , w' и температуры воздуха T' для высоты полёта 1080 м приведены на рисунке 5.8.

Турбулентные пульсации скорости ветра и температуры, рассчитанные для режимов на высотах 1080 м, 580 м, 350 м и 840 м, позволили рассчитать ковариации пульсаций температуры воздуха и поперечной компоненты скорости ветра (горизонтальные кинематические потоки температуры) H_T в поперечном относительно шлейфа направлении в соответствии с формулой [115]:

$$H_T = \overline{v'T'} \quad (5.1)$$

Рассчитанные значения H_T усреднялись с 30 с интервалами (т.е. для сегментов измерительных режимов протяженностью 3,5 – 4,5 км в зависимости от скорости полета самолета), что было обусловлено необходимостью получения не менее 10 значений потока H_T на каждом измерительном режиме. Полученные величины использовались для построения вертикальных сечений поперечных турбулентных потоков температуры. Методика построения сечений была аналогична описанной выше методике построения других термодинамических параметров.

Спектрометр мелких частиц PCASP размещался под крылом самолёта и производил измерения непосредственно в воздушном потоке, а инерционность его измерений была около 1 с. Это позволило провести оценку турбулентных

потоков частиц. Предварительно реализация C_{PCASP} , имевшая период отсчёта в 1 секунду, была проинтерполирована с частотой 40 отсчетов в секунду синхронно с реализацией пульсаций скорости ветра v' , в результате чего была получена реализация пульсаций концентраций C' . Турбулентный поток аэрозольной примеси рассчитывался по формуле, аналогичной выражению (5.1) [47]:

$$Q_C = \overline{v'C'} \quad (5.2)$$

Эти данные использовались для построения сечений потоков мелких частиц, по методике, описанной выше. Вертикально-горизонтальные распределения

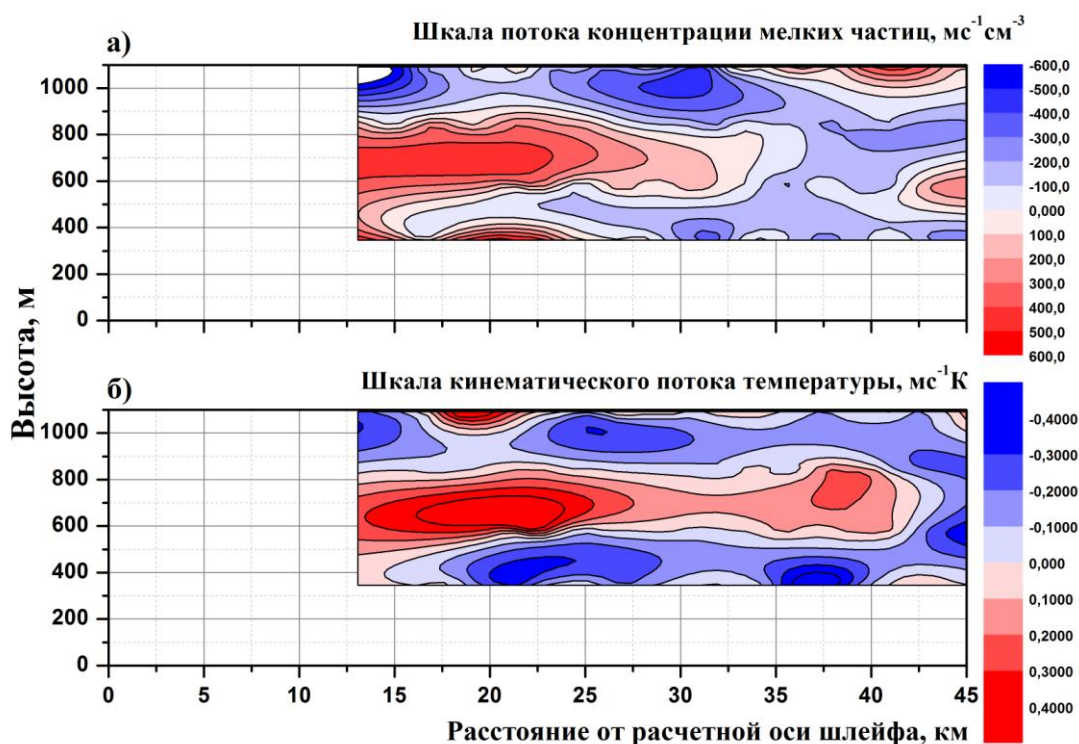


Рисунок 5.9 — Вертикально-горизонтальные распределения (сечения): а) — турбулентных потоков мелкого аэрозоля; б) — турбулентных потоков температуры поперёк шлейфа выноса примесей.

(сечения) турбулентных потоков мелкого аэрозоля и турбулентных потоков температуры поперек шлейфа выноса приведены на рисунке 5.9. Здесь красными тонами обозначены потоки, направленные от оси шлейфа, а синими тонами — к оси шлейфа.

Сопоставление пространственных распределений аэрозолей на рисунке 5.7 и сечений потоков температуры и концентраций мелких частиц (рисунок 5.9) показало, что основным механизмом переноса примесей поперек шлейфа выноса

является турбулентность. «Языки» повышенной концентрации частиц наблюдались на высотах от 400 до 800 м на всех сечениях, что хорошо соотносилось с потоками температуры и мелких частиц. Отметим, что для более мелких (субмикронных) частиц турбулентный перенос аэрозоля был выражен сильнее. Более мелкие частицы, как известно, лучше увлекаются турбулентным потоком, и это, по-видимому, приводило к изменению формы спектров распределения частиц по размерам по мере удаления от оси шлейфа.

Измерения на горизонтальных участках полёта в зоне шлейфа позволили определить средние значения спектров размеров (диаметров частиц D) аэрозоля на различных высотах (данные о спектрах размеров частиц были любезно предоставлены Н.О. Крутиковым и Д.В. Кириным). Протяженность каждого из участков полёта на высотах 1080, 580, 350 и 840 м составляла около 30 км, что позволяло получить статистически надежные спектры. Величины концентраций ΔN , определяемые по приборам UHSAS и PCASP, относятся к различным интервалам размеров частиц D , поэтому для сопоставления и стыковки спектров, полученных с помощью этих приборов, значения концентраций нормировались на логарифм интервалов размеров, как $\frac{\Delta N}{\Delta \lg D}$. Такое представление спектров размеров частиц является стандартным [40]. Спектры размеров аэрозольных частиц представлены на рисунке 5.10.

В результате анализа было выявлено, что спектры, полученные для различных высот (350 – 1080 м) оказались довольно близки между собой, совпадали и максимумы спектров, приходящиеся на диаметр частиц 0,08 мкм. На рисунке 5.10 а) представлен спектр размеров частиц, полученный для высоты 1080 м. Здесь же на рисунке приведены доверительные интервалы разброса спектров для степени достоверности 0,9. Интегральные значения концентраций аэрозольных частиц, определённые по спектрам на высотах 350, 580, 840 и 1080 м, составили 270, 275, 320 и 265 см⁻³ соответственно, т.е. максимальные значения концентраций приходились на высоту около 850 м. Это хорошо согласуется с распределениями концентраций, приведёнными на рисунках 5.7. Полученные спектры оказались близки по форме к спектрам размеров аэрозольных частиц,

получённых при наземных измерениях в московском регионе [40].

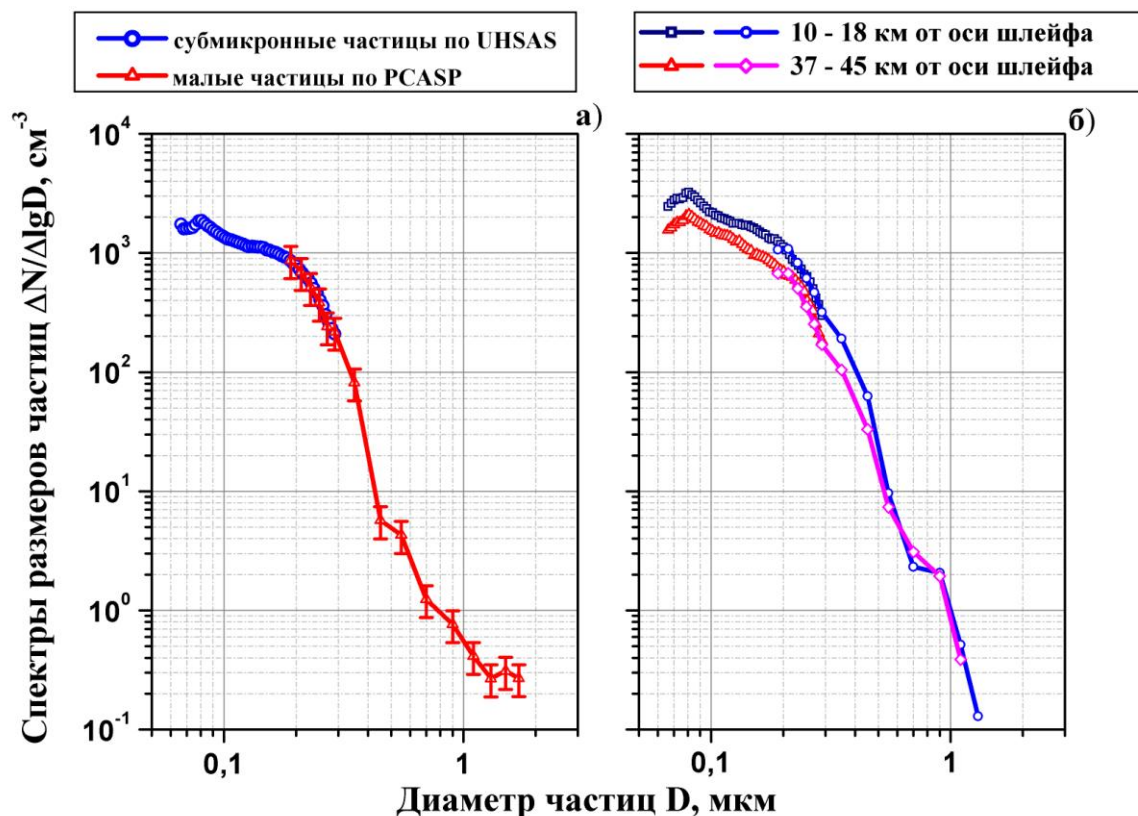


Рисунок 5.10 — Средние спектры размеров аэрозольных частиц на высотах: а) — средние спектры по приборам UHSAS и PCASP на высоте 1080 м (на рисунке приведены также разброс значений спектра: доверительные интервалы для степени достоверности 0,9); б) — средние спектры на высоте 840 м на различном расстоянии от расчётной оси шлейфа выноса.

На рисунке 5.10 б приведены спектры размеров частиц аэрозолей, полученные для высоты 840 м на различном удалении от оси шлейфа (10–18 км и 37–45 км от оси). Интегральные значения концентраций аэрозольных частиц, определенные для удаления 10–18 км от оси, составили около 420 см^{-3} , а для удаления 37–45 км — 270 см^{-3} , что также согласуется с вертикальными сечениями концентраций на рисунке 5.9. Из рисунка видно, что спектры значительно различаются по величине в области наиболее мелких, субмикронных частиц, но практически совпадают в области более крупных частиц. Возможно, такое изменение формы спектра связано с различными эффектами турбулентного переноса частиц различного размера.

Сравнение концентраций примесей для высоты 600 м — т.е. близкой к высоте (500 м), на которой были оценены фоновые значения концентраций на наветренной стороне мегаполиса. Так, концентрации аэрозольных составляющих

в шлейфе выноса на этой высоте превышали фоновые значения более чем на порядок, а по сажевым частицам — в 25 раз. Концентрации аэрозольных частиц были значительными и для высоты 1000 м, где превышение над фоновыми значениями было более чем на порядок. Данные о концентрациях приведены в таблице 5.1. Как следует из таблицы, на высоте 3000 м значения концентраций всех примесей оказались даже ниже фоновых значений, определённых для высоты в 500 м с наветренной стороны мегаполиса.

Таблица 5.1 — Средние фоновые значения термодинамических параметров и концентраций примесей на наветренной стороне мегаполиса и их средние величины на оси шлейфа выноса примесей на различных высотах

Параметр	Фоновые значения на наветренной стороне на высоте 500 м	Средние значения на оси шлейфа на различных высотах			
		3000 м	1000 м	600 м	25 м
Температура воздуха, °C	7,4	–2,3	0,5	8,2	14,3
Относительная влажность воздуха, %	65	11	74	73	54
Скорость ветра, мс ^{–1}	3,2	10,9	9,3	5,9	4,4
Направление ветра, °	279	271	268	268	230
Концентрация частиц чёрной сажи по SP-2, см-3	9	1,4	143	242	342
Концентрация субмикронных частиц по UHSAS (0,055 – 1 мкм), см ^{–3}	40	49	522	873	825
Концентрация мелких частиц по PCASP (0,1 – 3 мкм), см ^{–3}	40	31	562	769	726

По результатам проведенного анализа самолётных исследований шлейфа выноса аэрозольных примесей от мегаполиса можно сформулировать некоторые выводы.

Разработанные методы расчета температуры и скорости ветра были применены для анализа самолетных данных, полученных при исследованиях распространения аэрозольных примесей, продуцируемых мегаполисом. Вертикальные профили температуры воздуха и скорости ветра обеспечили

определение высоты пограничного слоя и степени его устойчивости. Эти данные позволили проанализировать особенности пространственных распределений

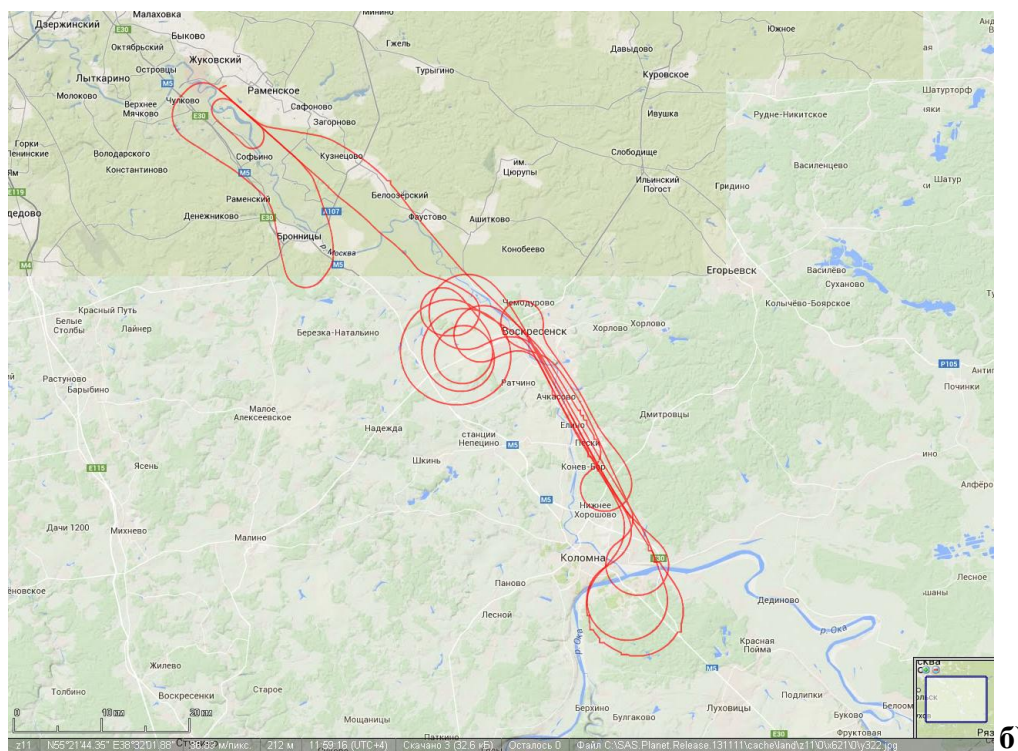


Рисунок 5.11 – а) - схема расположения точек самолетного зондирования атмосферы при исследованиях распределений черной сажи (аэропорты Раменское и Чкаловский); б) – типовая схема выполнения измерений в районе аэропорт Раменское – Коломенское.

концентраций аэрозольных частиц и оценить изменчивость спектров размеров аэрозольных частиц. Сопоставление данных о концентрациях и спектрах распределений частиц с результатами измерений температуры и влажности воздуха позволило судить о причинах наблюдаемых распределений аэрозолей.

Расчёт турбулентных пульсаций скорости ветра и температуры дал возможность оценить турбулентные потоки, характеризующие перенос аэрозолей поперек основного воздушного потока и размывание шлейфа выноса примесей, изменения спектральной структуры аэрозолей.

5.2 РЕЗУЛЬТАТЫ САМОЛЕТНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ВЛИЯНИЯ ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИХ УСЛОВИЙ В АТМОСФЕРЕ НА РАСПРЕДЕЛЕНИЕ МАССОВОЙ КОНЦЕНТРАЦИИ ЧЕРНОЙ САЖИ

Как уже отмечалось выше, одним из наиболее существенных загрязнителей атмосферы в окрестностях мегаполиса является чёрная сажа [101]. Частицы сажи в атмосфере мегаполисов в основном образуются при сгорании углеводородного топлива в автомобильных двигателях и на промышленных предприятиях, а в окрестностях крупных городов могут появляться и в результате неполного сгорания биомассы при лесных пожарах и работе авиационных двигателей в зонах аэродромов.

5.2.1 ЛЕТНЫЕ ЭКСПЕРИМЕНТЫ ПО ИССЛЕДОВАНИЮ ВЕРТИКАЛЬНЫХ РАСПРЕДЕЛЕНИЙ ЧЕРНОЙ САЖИ В РАЙОНЕ МЕГАПОЛИСА (Г. МОСКВА)

В период с 2014 по 2017 гг. с помощью самолета-лаборатории Як-42Д «Росгидромет» выполнялись регулярные зондировки атмосферы в районах аэропортов Раменское (г. Жуковский, юго-восток Московской области) и Чкаловский (восточнее г. Москва). Применялась типовая схема выполнения измерений – взлет в аэропорту базирования (Раменское или Чкаловский), набор минимально безопасной высоты (600 м), выход в точку зондирования и выполнение измерений на коротких (продолжительностью до 2 мин) участках, ориентированных приблизительно поперек основного направления ветра в зоне работ. Участки располагались один над другим на высотах 1000 – 8000 м с интервалом в 1000 м. Расположение точек зондирования в окрестностях г. Москвы приведено на рисунке 5.11 а, а типовая схема выполнения измерений в

окрестностях аэропорта Раменское – на рисунке 5.11 б. Во время выполнения зондировок проводились непрерывные измерения навигационных параметров полета термодинамических параметров атмосферы, а также концентрации черной

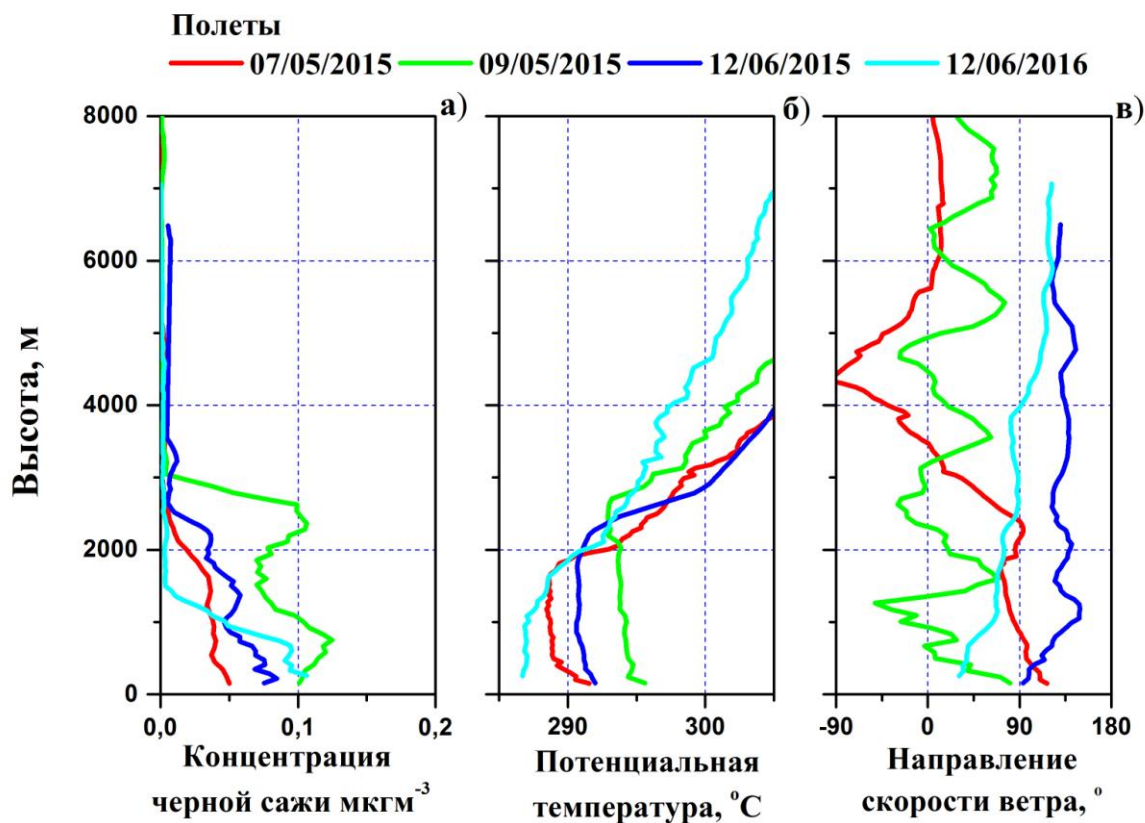


Рисунок 5.12 – Вертикальные профили массовой концентрации черной сажи (а), потенциальной температуры (б) и направления ветра (в) для конвективных условий развития пограничного слоя в районе г. Москва

сажи. При послеполетной обработке данных рассчитывались (с применением разработанных в диссертации методов) потенциальная температура, скорость и направление ветра. Массовые концентрации черной сажи рассчитывались по данным непрерывных измерений прибора SP-2 с помощью прилагаемого к нему пакета стандартных программ [123].

5.2.2 ВЕРТИКАЛЬНЫЕ ПРОФИЛИ КОНЦЕНТРАЦИЙ ЧЕРНОЙ САЖИ В ЗАВИСИМОСТИ ОТ ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИХ УСЛОВИЙ В ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ АТМОСФЕРЫ

С целью выявления особенностей вертикального распределения сажи для

анализа из массива полученных данных были отобраны случаи зондировок, относящиеся либо к устойчивому пограничному слою УПС, либо к слою, с явными признаками конвективного развития КПС [26]. Устойчивость пограничного слоя определялась по профилю потенциальной температуры [3, 47].

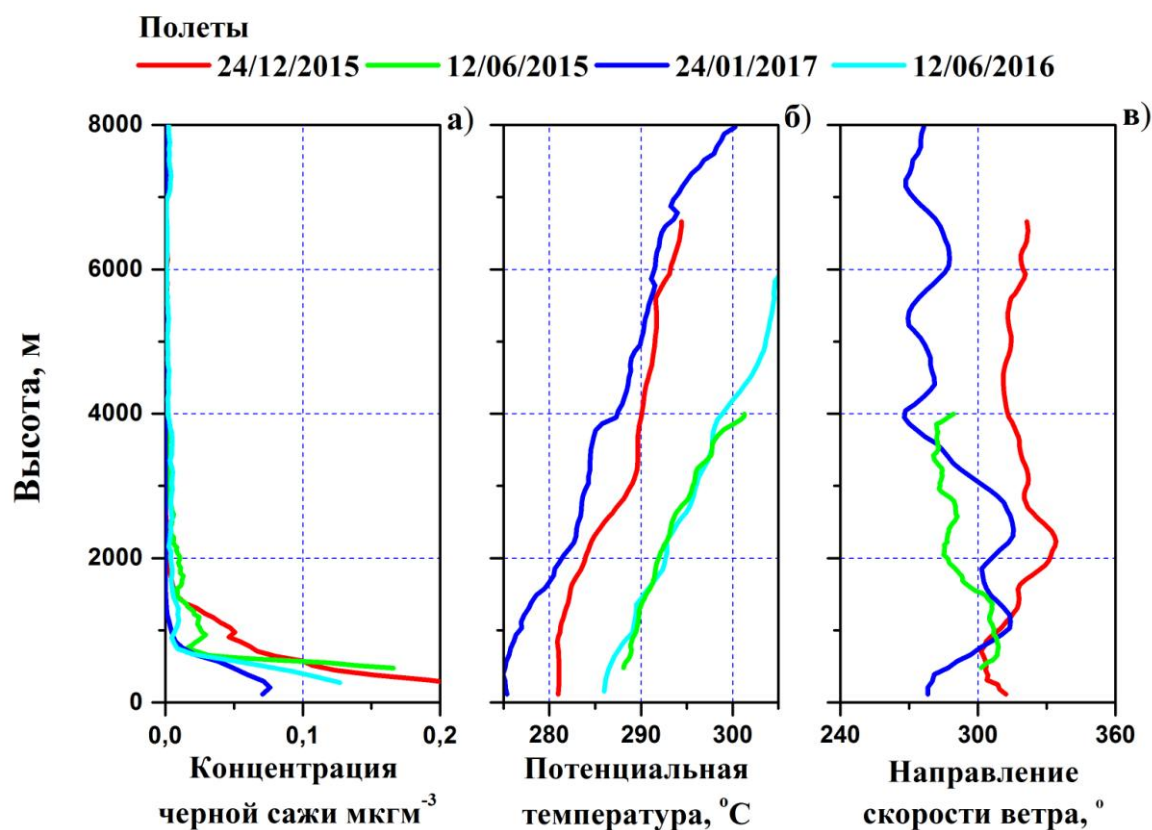


Рисунок 5.13 – Вертикальные профили массовой концентрации черной сажи (а), потенциальной температуры (б) и направления ветра (в) для устойчивого пограничного слоя в районе г. Москва

Для КВС на высотах выше приземного слоя ПС профили температуры были близки к адиабатическому, а в ПС были сверхадиабатическими. Профили потенциальной температуры позволяли определять также и толщину пограничного слоя z_i - резкие перегибы профилей отмечали инверсию температуры вблизи верхней границы слоя. Примеры вертикальных профилей массовой концентрации черной сажи, потенциальной температуры и направления ветра, полученные по самолетным данным, в различных КПС приведены на рисунке 5.12.

Отметим, что высота пограничного слоя z_i для этих условий варьировалась от 1000 м до 3100 м. Выше пограничного слоя массовая концентрация черной

сажи была пренебрежимо мала и находилась на пределе чувствительности прибора SP-2. Общее массовое содержание черной сажи в слое, где проводились наблюдения, могло изменяться в пределах от 82 до 263 мкгм⁻². (Общее содержание черной сажи определялось интегрированием соответствующих профилей до максимальных высот).

Форма профилей концентраций черной сажи в пограничном слое варьировалась от случая к случаю в широких пределах, а зависимости формы профилей и величин концентраций от скорости и направления ветра обнаружено не было. Отметим, что величины скорости ветра в пограничном слое составляли от 4 до 15 мс⁻¹, а направление ветра варьировалось в пределах от 0° до 135°. На самых нижних уровнях слоя направление ветра было около 90°, т.е. перенос аэрозолей происходил в сторону мегаполиса. Это позволило предположить, что концентрация черной сажи в пограничном слое определялась в основном ее местными источниками, производившими выбросы в ПС. Конвективные движения и турбулентность осуществляли распределения частиц черной сажи по слою, а ее распространение в свободную атмосферу ограничивалось инверсией над слоем.

Примеры вертикальных профилей массовой концентрации черной сажи, потенциальной температуры и направления ветра, полученные по самолетным данным, для УПС, приведены на рисунке 5.13. Здесь представлены профили, полученные либо в зимних условиях, либо летом в ночное время. Наклон профилей потенциальной температуры во всей исследуемой толще атмосферы был существенно меньше адиабатического, что свидетельствовало об устойчивом состоянии пограничного слоя. Высота УПС *h* определялась по уровню, где концентрации сажи становились пренебрежимо малыми. Такой способ оценки высоты устойчивого пограничного слоя имел право на существование, поскольку обычно его высота определяется по пренебрежимо малому уровню турбулентности на его верхней границе [3], а низкие концентрации примеси на высотах свидетельствовали именно о слабой турбулентной диффузии. Общее массовое содержание черной сажи в УПС, в которых проводились наблюдения, изменялось в пределах от 37 до 180 мкгм⁻², т.е. пределы ее изменений были

меньше, чем для КПС. Величины скорости ветра в пограничном слое составляли от 7 до 12 мс^{-1} , а направление ветра варьировалось в пределах от 270° до 330° .

Отметим, что здесь форма профилей массовой концентрации черной сажи заметно отличались от аналогичных профилей для КПС. Здесь основная масса сажи была сконцентрирована на нижних уровнях, близких к приземному слою. Очевидно, что слабый уровень развития турбулентной диффузии, характерный для УПС, препятствовал выносу сажи в более высокие слои атмосферы.

5.2.3 ОСОБЕННОСТИ СУТОЧНЫХ ИЗМЕНЕНИЙ КОНЦЕНТРАЦИЙ ЧЕРНОЙ САЖИ В ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ АТМОСФЕРЫ

Самолетные эксперименты, проведенные практически в течение суток 12 июня 2015 г. и 12 июня 2016 г. в районе аэропорта Чкаловский позволили оценить

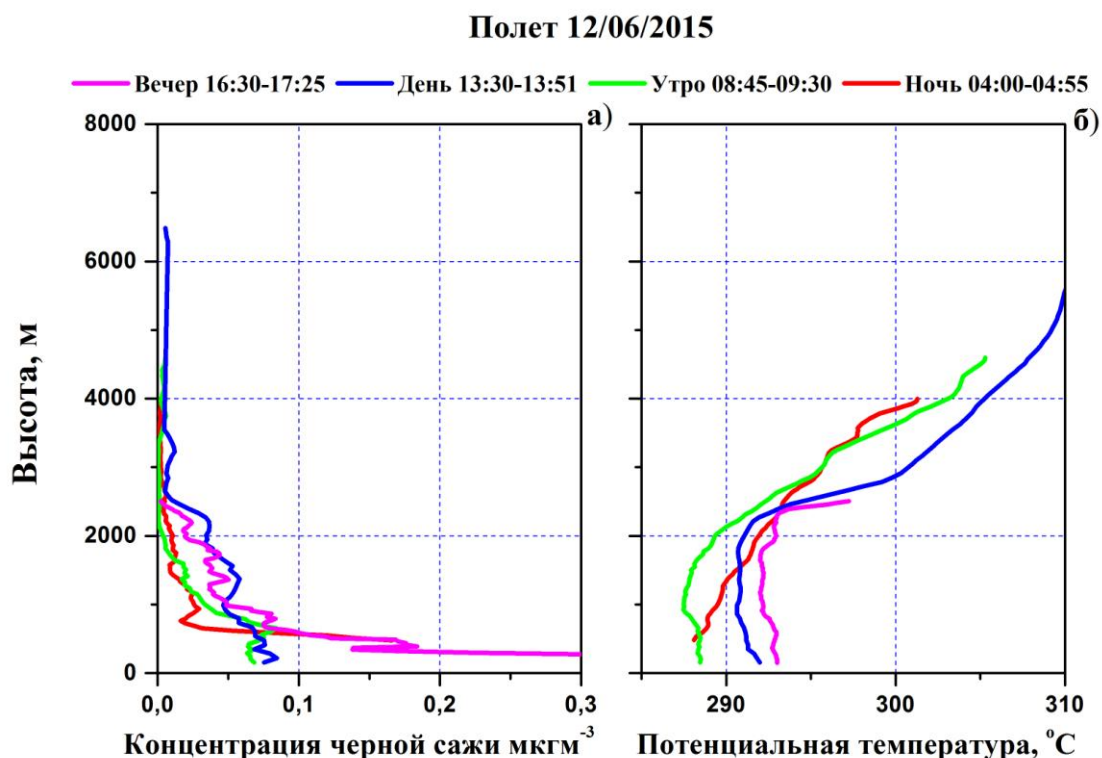


Рисунок 5.14 – Суточный ход профилей массовой концентрации черной сажи (а), потенциальной температуры (б) в районе аэропорта Чкаловский (г. Москва) 12 июня 2015 г. суточных ход профилей массовой концентрации черной сажи и их зависимость от термодинамических условий в пограничном слое атмосферы [26]. Результаты

этих исследований приведены на рисунке 5.14 (эксперимент за 12 июня 2015 г.) и рисунке 5.15 (эксперимент за 12 июня 2016 г.).

Как видно из рисунков, в целом формы профилей для различных дней наблюдения схожи, с той лишь разницей, что высота пограничного слоя 12 июня 2015 г. была существенно выше, чем 12 июня 2016 г. Очевидно, это было связано с различными метеорологическими условиями.

12 июня 2015 г. приземная температура воздуха в районе зондировки изменялась от +11 °С в ночные часы до + 18 °С утром +21 °С днем и +22 °С вечером. Приземное давление изменялось мало, в пределах 747 – 748 мм. рт. ст. Ночью наблюдался тонкий слой облаков As на высоте 3300 м, в утренние часы появился слой редких облаков Sc с высотой верхней границы около 1900 м. Днем слой Sc уплотнился, а его нижняя граница располагалась уже на высоте 2200 м, что является характерным для развивающегося конвективного пограничного слоя.

Полеты 12/06/2016

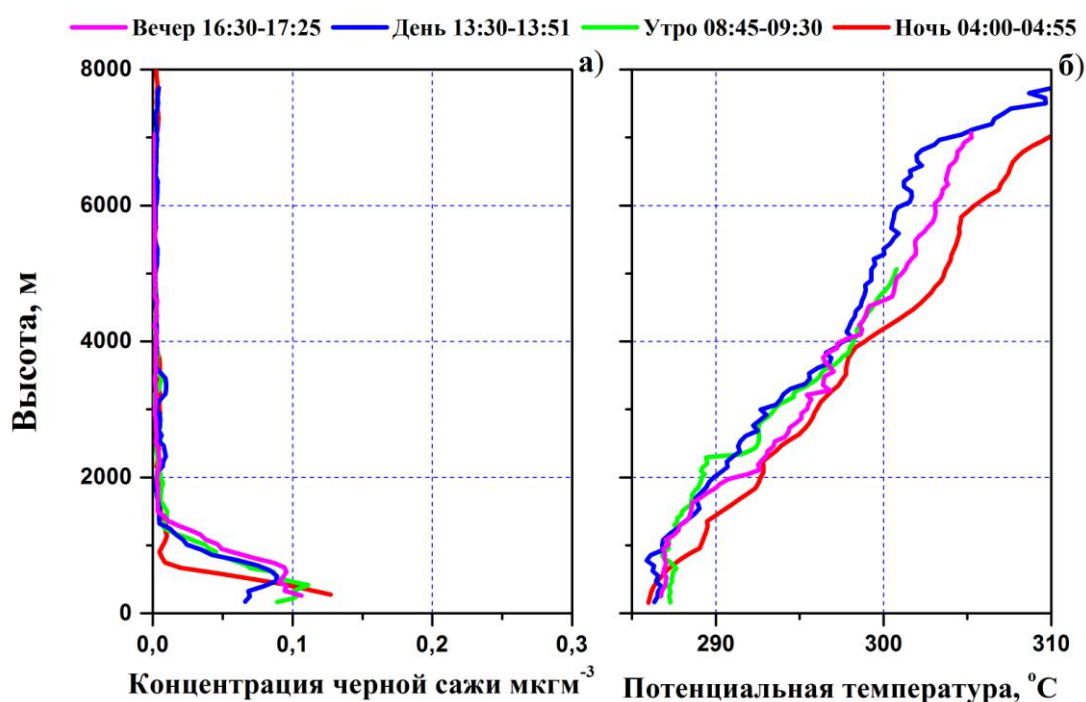


Рисунок 5.15 – Суточный ход профилей массовой концентрации черной сажи (а), потенциальной температуры (б) в районе аэропорта Чкаловский (г. Москва) 12 июня 2016 г.

Вечером слой Sc начал редеть, но его нижняя граница сохранилась на прежней высоте. Как следует из профилей потенциальной температуры на рисунке 5.14, 12

июня 2015 г. наблюдался переход от УПС (ночного слоя) к КПС, причем высота пограничного слоя изменялась от 1000 м в ночное время до 1800 м в утренние часы и 2200 м в дневные и вечерние. Соответствующим образом изменялись и профили массовой концентрации черной сажи – в утренние часы форма профиля была характерной для устойчивого слоя (см. рисунок 5.13), но по мере развития становились типичными для КПС (см. рисунок 5.12).

Погодные условия 12 июня 2016 г. были заметно иными. Приземные температуры воздуха в районе зондировки составляли от +10 °С в ночные часы до +12 °С утром +14 °С днем и +11 °С вечером. Приземное давление в течение дня находилось в пределах 738 – 740 мм. рт. ст. Утром отмечался практически сплошной слой облаков St-Sc с высотой верхней границы 2600 м, в утренние часы началось развитие конвективной облачности с высотой отдельных вершин до 3500 м. Днем развитие конвективных облаков продолжилось и отдельные вершины достигали 7 – 8 км.

Тем не менее, в развитии пограничного слоя наблюдался переход от устойчивого к конвективному, причем его высоты в рассматриваемый день были заметно меньше, чем 12 июня 2015 г. и составляли 1000 – 1500 м. В утренние часы форма профиля массовой концентрации черной сажи была характерной для УПС (см. рисунок 5.13), но, по мере его развития в конвективный, становились более типичными для КПС (см. рисунок 5.12). В этот день распространение сажи ограничивалось по высоте более низкими уровнями, чем 12 июня 2015 г. Отметим также и временную изменчивость общего содержания черной сажи в исследуемом слое атмосферы и средней скорости и направления ветра в эти дни:

12 июня 2015 г.

04:30 МСК – 48 мкгм⁻² (при направлении ветра 300°, скорости ветра 13 мс⁻¹);

09:00 МСК – 72 мкгм⁻² (при направлении ветра 310°, скорости ветра 9 мс⁻¹);

14:00 МСК – 145 мкгм⁻² (при направлении ветра 280°, скорости ветра 6 мс⁻¹);

17:00 МСК – 182 мкгм⁻² (при направлении ветра 290°, скорости ветра 4 мс⁻¹);

12 июня 2016 г.

04:30 МСК – 57 мкгм⁻² (при направлении ветра 250°, скорости ветра 7 мс⁻¹);

09:00 МСК – 85 мкгм⁻² (при направлении ветра 200°, скорости ветра 12 мс⁻¹);

15:30 МСК – 84 мкгм⁻² (при направлении ветра 230°, скорости ветра 10 мс⁻¹);
 19:00 МСК – 84 мкгм⁻² (при направлении ветра 230°, скорости ветра 10 мс⁻¹).

5.2.4 ОСОБЕННОСТИ ПОСТРОЕНИЯ МОДЕЛИ ВЕРТИКАЛЬНОГО РАСПРЕДЕЛЕНИЯ КОНЦЕНТРАЦИЙ ЧЕРНОЙ САЖИ В ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ АТМОСФЕРЫ

Отметим, что во всех случаях распространение частиц черной сажи отмечалось только в пограничном слое атмосферы. Выше массовые концентрации сажи были, как правило, незначительны. Таким образом, распределение концентраций сажи существенным образом зависело от условий развития пограничного слоя и высоты пограничного слоя. С другой стороны, абсолютные значения концентраций могут зависеть как от локальных источников сажи, так и от переноса частиц сажи от удаленных источников. Для выявления общих закономерностей распространения сажевого аэрозоля был предложен метод моделирования концентраций [26], аналогичный теории подобия для ПСА [31, 47]. Для этого абсолютная высота нормировалась на толщину пограничного слоя ($\frac{z}{z_i}$ – для конвективного слоя и $\frac{z}{h}$ – для устойчивого слоя), а массовая концентрация черной сажи M_{BC} нормировалась на значение концентрации непосредственно над верхней границей ПС M_{BC0} , т.е. на высоте, составляющей 0,2 от толщины пограничного слоя. Такая нормировка концентраций была обусловлена прежде всего тем, что в большинстве случаев в ПС происходило накопление частиц сажи от локальных источников и величины этих концентраций были очень изменчивы. Выше приземного слоя происходило перемешивание примесей, которые должны были подчиняться закономерностям турбулентного перемешивания в пограничном слое [31]. Для нормировки параметров были введены следующие безразмерные переменные:

$$\xi = \frac{z}{h}, \quad \zeta = \frac{z}{z_i}, \quad \eta = \frac{M_{BC}}{M_{BC0}} \quad (5.3)$$

В результате были построены обобщенные профили безразмерной концентрации черной сажи в зависимости от нормированной высоты, которые приведены на рисунке 5.16. Для их построения были использованы данные 20 самолетных зондировок, которые заведомо соответствовали либо конвективному, либо устойчивым условиям развития пограничного слоя.

Как следует из рисунка, вертикальные распределения черной сажи существенным образом зависят от степени устойчивости пограничного слоя. Для конвективного пограничного слоя экспериментальные данные могли быть сглажены известным распределением Больцмана $\eta = \Psi_{CON}(\zeta)$ [51]:

$$\Psi_{CON}(\zeta) = \frac{A_1}{1 + e^{\frac{\zeta - \zeta_0}{\zeta_w}}} + A_2 \quad (5.4)$$

где коэффициенты $A_1=1,084$; $A_2=0,023$; $\zeta_0=0,739$ и $\zeta_w=0,221$. Коэффициент корреляции между сглаживающей функцией и экспериментальными данными составил 0,95 при вероятности отвергнуть гипотезу не более 0,004.

Как показал анализ, экспериментальные данные для устойчивого слоя не могли быть удовлетворительно сглажены с помощью распределения Больцмана, здесь более точным оказалось сглаживание с помощью экспоненциальной кривой вида:

$$\Psi_{STB}(\xi) = A_0 + A_1 e^{-\frac{\xi - \xi_0}{\xi_w}} \quad (5.5)$$

где коэффициенты $A_0=0$; $A_1=2,099$; и $\xi_w=0,289$. Коэффициент корреляции между сглаживающей функцией и экспериментальными данными составил 0,96 при вероятности отвергнуть гипотезу не более 0,003.

Таким образом, сглаживание экспериментальных данных выполнено вполне достоверно, а различия между сглаживающими кривыми профилей безразмерной концентрации черной сажи для конвективного и устойчивого слоя можно считать значимыми.

Проведенный анализ позволил выявить некоторые особенности распространения черной сажи и оценить уровни аэрозольного загрязнения в районе мегаполиса на примере г. Москва. Отмечено, что концентрация черной

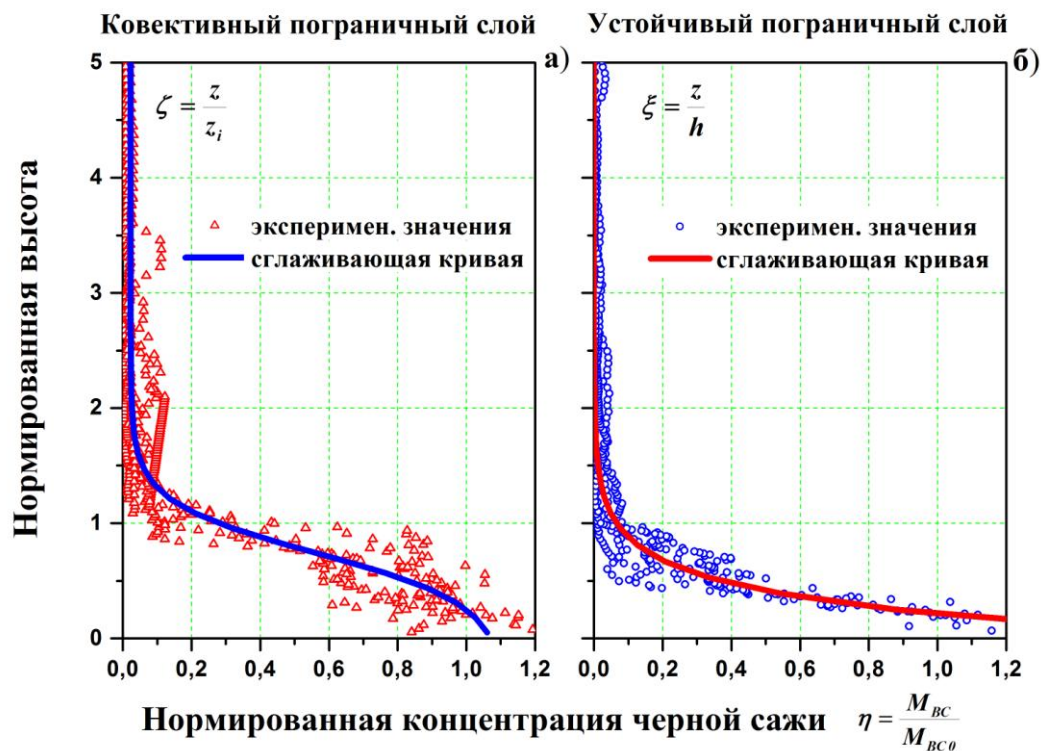


Рисунок 5.16 – Безразмерные вертикальные профили распределения черной сажи в атмосфере для конвективных (а) и устойчивых (б) условий в пограничном слое

сажи выше пограничного слоя атмосферы была мала, особенно для условий устойчивого слоя, а ее значительная была сосредоточена в ПС. Рассмотрен временной (суточный) ход изменений вертикальных профилей концентраций сажи, оценено общее содержание массы сажевых частиц в исследуемом слое атмосферы, который составил от 82 до 263 мкгм⁻² для конвективного слоя и от 37 до 180 мкгм⁻² для устойчивого слоя. Показано, что на распространение частиц черной сажи существенное влияние оказывала степень термодинамической устойчивости пограничного слоя атмосферы. Предложен метод построения эмпирической модели распространения сажевых примесей в пограничном слое атмосферы, основанный на теории подобия для конвективных и устойчивых условий.

6 ЗАКЛЮЧЕНИЕ

ОСНОВНЫЕ ДОСТИЖЕНИЯ, ОТРАЖЕННЫЕ В ДИССЕРТАЦИИ

- Создан метод учёта аэродинамических возмущений, вносимых в воздушный поток элементами самолётной конструкции для датчиков температуры и давления, основанный на компьютерном моделировании воздушного потока вблизи штанги и сравнении показаний датчиков давления с различным расположением на самолёте.
- Разработан метод определения коэффициента восстановления температуры для самолётных датчиков температуры, основанный на комплексном подходе - компьютерном моделировании воздушного потока в датчиках и продувках датчиков в аэродинамической трубе, для чего была создана специальная аэродинамическая установка. Определен коэффициент восстановления для самолётного высокочастотного датчика температуры, являющегося основным датчиком температуры самолёта-лаборатории Як-42Д «Росгидромет».
- Разработан метод экспериментального определения коэффициента зависимости поправки в измеряемую с борта самолёта температуру воздуха от величины жидко-капельной водности облака, определена величина этого коэффициента для различных спектров размеров облачных капель.
- Определены величины аэродинамических поправок в показания самолётных термометров и датчиков давления, предложены формулы для учёта этих поправок при определении числа Маха полёта, температуры воздуха, истинной воздушной скорости самолёта, скорости и направления ветра.
- Проведены лётные исследования и апробация методов для определения термодинамических параметров атмосферы, позволившие оценить качество измерений. Сравнение значений температуры воздуха на различных высотах и скоростях полёта, измеренных самолётными датчиками температуры различных типов с различным расположением их на самолёте, показало, что расхождение показаний не выходит за пределы погрешностей. Сопоставление вертикальных профилей температуры и влажности воздуха, скорости и

направления ветра, полученных с помощью самолёта-лаборатории нового поколения Як-42Д «Росгидромет» и системы радиозондирования, также показали хорошее совпадение полученных результатов. Апробация разработанных методов расчёта скорости и направления ветра при глубоких манёврах самолёта-лаборатории (при которых изменения углов курса составляли более 180°) показали, что ложные порывы ветра не превышали $\pm 2 \text{ мс}^{-1}$ по амплитуде и $5^\circ - 7^\circ$ по направлению ветра. Это свидетельствовало о высоком качестве выполняемых самолетных измерений.

- Разработанные методы расчета были применены для анализа самолетных данных, полученных при исследованиях распространения аэрозольных примесей, продуцируемых мегаполисом. Вертикальные профили температуры воздуха и скорости ветра обеспечили определение высоты пограничного слоя и степени его устойчивости, необходимых для анализа концентраций и спектров размеров аэрозольных частиц, определения их высотных зависимостей и пространственных распределений. Расчёт турбулентных пульсаций скорости ветра и температуры позволил оценить турбулентные потоки, характеризующие перенос аэрозолей поперек основного воздушного потока и размывание шлейфа выноса примесей. Выявлены особенности распределения массовой концентрации частиц черной сажи в районе мегаполиса (г. Москва) при различных условиях устойчивости пограничного слоя атмосферы.

Результаты диссертационной работы внедрены в практику самолётных исследований в виде программного продукта, реализующего методы расчётов температуры воздуха, скорости и направления ветра в реальном масштабе времени во время полёта на борту самолёта-лаборатории Як-42Д «Росгидромет».

ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

Публикации в изданиях, включенных в перечень ВАК РФ:

1. Живоглотов Д.Н. Оценка влияния водности на измерения температуры воздуха в облаках по результатам исследований в аэродинамической установке // Метеорология и гидрология. 2013. № 8. - сс. 29 – 39.
2. Strunin A.M. and Zhivoglotov D.N. A method to determine true air temperature fluctuations in clouds with liquid water fraction and estimate water droplet effect on the

- calculations of the spectral structure of turbulent heat fluxes in cumulus clouds based on aircraft data // *Atmospheric Research*. 2014. V.138. № 1. - pp. 98 – 111.
3. Базанин Н.В., Борисов Ю.А., Волков В.В., Дмитриев В.К., Живоглотов Д.Н., Макоско А.А., Струнин А.М., Струнин М.А. Бортовые комплексы самолёта-лаборатории нового поколения Як-42Д «Росгидромет» для измерения и регистрации навигационных параметров полёта и термодинамических параметров атмосферы. // *Метеорология и гидрология*. 2014. № 11. - сс. 83 – 102.
 4. Дмитриев В.К., Живоглотов Д.Н., Струнин А.М., Струнин М.А. Патент на полезную модель № 148076 «Самолётная метеорологическая система измерения температуры». // Зарегистрировано в Государственном реестре полезных моделей Российской Федерации 23 октября 2014. Заявка № 2014117933 от 06.05.2014.

Публикации в других изданиях:

5. Alexander M. Strunin and Dmitriy N. Zhivoglotov. Estimation of the effect of cloud liquid water content on calculations of the spectral characteristics of horizontal turbulent exchange between a cumulus cloud and ambient atmosphere based on aircraft observations. // *Proceedings of 16th International Conference on Clouds and Precipitation*. Leipzig, Germany, July 31 – August 3, 2012. - pp. 13.
6. Живоглотов Д.Н. Оценка достоверности измерений температуры воздуха самолётным термометром в конвективных облаках по результатам исследований в специальной аэродинамической установке и численным экспериментам. // Тезисы конференции молодых специалистов по гидрометеорологии и мониторингу окружающей среды. Обнинск, 4 – 6 июня 2013. - сс. 102 – 105.
7. Дмитриев В.К., Живоглотов Д.Н., Струнин А.М., Струнин М.А. Достоверность самолётных измерений температуры воздуха и ее пульсаций в облаках с жидко-капельной фракцией и спектральные характеристики турбулентности и турбулентных потоков в конвективных облаках. // Сборник научных трудов Международной научной конференции с элементами научной школы «Инновационные методы и средства исследований в области физики атмосферы, гидрометеорологии, экологии и изменения климата» СКФУ-ВГИ-РГГМУ. Ставрополь, 23 – 26 сентября 2013. - сс. 126 – 128.
8. Дмитриев В.К., Живоглотов Д.Н., Струнин А.М., Струнин М.А. Высокочастотный датчик для измерений температуры воздуха и ее пульсаций с борта самолёта-лаборатории. // *Мир измерений*. 2014. № 9. - сс. 43 – 55.
9. Живоглотов Д.Н., Струнин М.А. Достоверность измерений температуры и скорости ветра с борта самолёта-лаборатории нового поколения Як-42Д «Росгидромет». // Доклады Всероссийской открытой конференции по физике облаков и активным воздействиям на гидрометеорологические процессы, посвященной 80-летию Эльбрусской высокогорной комплексной экспедиции АН СССР, Нальчик, 7 – 9 октября 2014. - сс. 256 – 265.
10. Zhivoglotov D.N. Reliability of wind speed and air temperature measurements based on new generation aboard instruments of Russian aircraft-laboratory Yak-42D «ROSHYDROMET». // *Fifth International Scientific School for Young Scientists*

- "WAVES AND VORTICES IN COMPLEX MEDIA", Ishlinsky Institute for Problems in mechanics of the RAS, Moscow, November 24 – 28, 2014. - pp. 97 – 99.
11. Живоглотов Д.Н., Струнин М.А. Измерения навигационных параметров полёта и термодинамических характеристик атмосферы с помощью аппаратуры нового поколения самолёта-лаборатории Як-42Д «Росгидромет». // Труды II-ой Всероссийской научной конференции «Экология и космос» им. академика К.Я. Кондратьева, Военно-космическая академия им. А.Ф. Можайского, Санкт-Петербург, 10 – 11 февраля 2015. - сс. 124 – 130.
 12. Живоглотов Д.Н. Характеристики качества температурно-ветровых измерений в атмосфере и облаках с борта самолёта-лаборатории нового поколения. // Сборник трудов второй Международной научной конференции с элементами научной школы «Инновационные методы и средства исследований в области физики атмосферы, гидрометеорологии, экологии и изменения климата». СКФУ-ВГИ-РГГМУ. Ставрополь, 21 – 25 сентября 2015. - сс. 85 – 87.
 13. Базанин Н.В., Волков В.В., Ганышин А.В., Данелян Б.Г., Живоглотов Д.Н., Кирин Д.В., Крутиков Н.О., Куканова Е.А., Лукьянов А.Н., Струнин А.М., Струнин М.А. Определение характеристик распространения аэрозольных примесей, продуцируемых мегаполисом с помощью самолёта-лаборатории нового поколения. // Сборник трудов второй Международной научной конференции с элементами научной школы «Инновационные методы и средства исследований в области физики атмосферы, гидрометеорологии, экологии и изменения климата». СКФУ-ВГИ-РГГМУ. Ставрополь, 21 – 25 сентября 2015. - сс. 271 – 272.
 14. Базанин Н.В., Волков В.В., Ганышин А.В., Данелян Б.Г., Живоглотов Д.Н., Кирин Д.В., Крутиков Н.О., Куканова Е.А., Лукьянов А.Н., Струнин А.М., Струнин М.А. Характеристики переноса аэрозольных примесей в районе мегаполиса (г. Москва) по результатам самолётных исследований. // Сборник трудов памяти Н.О. Плауде. Москва, 2015. - сс. 89 – 117.
 15. Живоглотов Д.Н., Захарова Е.В., Кирин Д.В., Крутиков Н.О., Струнин А.М., Струнин М.А. Исследование влияния термодинамических условий в атмосфере на распределение массовой концентрации черной сажи по результатам самолетных наблюдений - // Турбулентность, динамика атмосферы и климата, Международная конференция, посвященная 100-летию со дня рождения Александра Михайловича Обухова, Москва, 16 – 18 мая 2018 г. Сборник тезисов докладов – М.: Физматкнига, 2018. – 224 с., с. 136.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. - // Наука. // - 1969. - 824 с.
2. Азаров А.С., Борисов Ю.А., Вакуловский С.М. и др. Самолет-лаборатория нового поколения для исследований атмосферы и подстилающей поверхности. - // В сб.: Сборник научных трудов Международной научной конференции с элементами научной школы «Инновационные методы и средства исследований в области физики атмосферы, гидрометеорологии, экологии и изменения климата». // - СКФУ-ВГИ-РГГМУ, Ставрополь, 23 - 26 сентября 2013 г. - с. 102–105.
3. Атмосферная турбулентность и моделирование распространения примесей. - / Под ред. Ф.Т.М. Ньистадта и Х. Ван Допа. / - //Л., Гидрометеиздат. // - 1985. - 351 с.
4. Базанин Н.В., Борисов Ю.А., Волков В.В., Дмитриев В.К., Живоглотов Д.Н., Макоско А.А., Струнин А.М., Струнин М.А. Бортовые комплексы самолета-лаборатории нового поколения Як-42Д «Росгидромет» для измерения и регистрации навигационных параметров полета и термодинамических параметров атмосферы. - // Метеорология и Гидрология. // - 2014. - № 11. - с. 109– 121.
5. Базанин Н.В., Волков В.В., Ганьшин А.В., Данелян Б.Г., Живоглотов Д.Н., Кирич Д.В., Крутиков Н.О., Куканова Е.А., Лукьянов А.Н., Струнин А.М., Струнин М.А. Определение характеристик распространения аэрозольных примесей, продуцируемых мегаполисом с помощью самолета-лаборатории нового поколения. - // Сборник трудов второй Международной научной конференции с элементами научной школы «Инновационные методы и средства исследований в области физики атмосферы, гидрометеорологии, экологии и изменения климата». - / СКФУ-ВГИ-РГГМУ. / - Ставрополь, 21 - 25 сентября 2015 г. // - 2015а - с. 271 - 272.
6. Базанин Н.В., Волков В.В., Ганьшин А.В., Данелян Б.Г., Живоглотов Д.Н., Кирич Д.В., Крутиков Н.О., Куканова Е.А., Лукьянов А.Н., Струнин А.М., Струнин М.А. Характеристики переноса аэрозольных примесей в районе мегаполиса (г. Москва) по результатам самолетных исследований. – // Сб. трудов памяти Н.О. Плауде. // - М., 2015б. - с. 89 – 117.
7. Бовшверов В.И., Воронов В.П. Акустический флюгер. - // Изв. АН СССР. - сер. Географическая. // - 1968. - № 6. - с. 882 – 885.
8. Винниченко Н.К. Опыт применения термоанемометра на самолете. - // Труды ЦАО. // – 1964. –Вып. 54. – с. 85 – 99.
9. Винниченко Н.К., Пинус Н.З., Шмидт С.М., Шур Г.Н. Турбулентность в свободной атмосфере. - // Гидрометеиздат. - изд. 2-е. // - 1976. - 288 с.
10. ГОСТ 18977-79: Комплексы бортового оборудования самолетов и вертолетов. Типы функциональных связей, виды и уровни электрических сигналов. - Государственный комитет СССР по стандартам. – // Изд. Стандартов. // - 1979. - 8 с.
11. ГОСТ 6651-2009: Термопреобразователи сопротивления из платины, меди и никеля. Общие технические требования и методы испытаний. - // Стандартинформ. // - 2011. - 32 с.
12. Дмитриев В.К. и Струнин М.А. Самолетные измерители пульсаций вертикальной компоненты скорости ветра. - // Труды ЦАО. // - 1983. - Вып. 147 - с. 39 – 51.
13. Дмитриев В.К. и Струнин М.А. Система введения взаимных поправок для самолетных измерителей скорости и температуры воздушных потоков. - // Труды ЦАО. // - 1985. - Вып. 158. - с. 104 – 112.
14. Дмитриев В.К., Струнин М.А., Шур Г.Н. Устройство для измерения скорости и температуры воздушного потока с борта самолёта. - // Авт. св. СССР № 1296948 от 15.11.1986.

15. Дмитриев В.К., Струнин М.А., Шур Г.Н. Определение постоянных времени самолетных датчиков температуры и компонент скорости ветра. - // Метрология. // - 1987. - № 8. - с. 38 – 42.
16. Дмитриев В.К., Сидоряк Л.С., Струнин М.А., Шур Г.Н. Самолётный измеритель истинных значений скорости и температуры и их пульсаций. - // Проспект ВДНХ. // - 1987b. – Москва. - 5 с.
17. Дмитриев В.К., Сидоряк Л.С., Струнин М.А., Фадеева Г.В., Шур Г.Н. Сравнение характеристик атмосферной турбулентности, измеренных с помощью самолета-лаборатории и высотной метеорологической мачты. - // Труды ЦАО. // - 1992. – Вып. 180. - с. 118 – 129.
18. Дмитриев В.К., Живоглотов Д.Н., Струнин А.М., Струнин М.А. Достоверность самолетных измерений температуры воздуха и ее пульсаций в облаках с жидко-капельной фракцией и спектральные характеристики турбулентности и турбулентных потоков в конвективных облаках. - // Сборник научных трудов Международной научной конференции с элементами научной школы «Инновационные методы и средства исследований в области физики атмосферы, гидрометеорологии, экологии и изменения климата» - СКФУ-ВГИ-РГГМУ. - Ставрополь, 23 – 26 сентября 2013 г. - с. 126 – 128.
19. Дмитриев В.К., Живоглотов Д.Н., Струнин А.М., Струнин М.А. Патент на полезную модель № 148076 «Самолетная метеорологическая система измерения температуры». - // Зарегистрировано в Государственном реестре полезных моделей Российской Федерации 23 октября 2014 г. // - / Заявка № 2014117933 от 06.05.2014.
20. Дмитриев В.К., Живоглотов Д.Н., Струнин А.М., Струнин М.А. Высокочастотный датчик для измерений температуры воздуха и ее пульсаций с борта самолета-лаборатории. - // М., Мир измерений. // - 2014. - № 9. - с. 42 - 55.
21. Живоглотов Д.Н. Оценка достоверности измерений температуры воздуха самолетным термометром в конвективных облаках по результатам исследований в специальной аэродинамической установке и численным экспериментам. - // Тезисы конференции молодых специалистов по гидрометеорологии и мониторингу окружающей среды, 4-6 июня 2013 г., Обнинск. // - с. 102 – 105.
22. Живоглотов Д.Н. Оценка влияния водности на измерения температуры воздуха в облаках по результатам исследований в аэродинамической установке. - // Метеорология и гидрология. // - 2013. - № 8. - с. 29 – 39.
23. Живоглотов Д.Н., Струнин М.А. Достоверность измерений температуры и скорости ветра с борта самолета-лаборатории нового поколения Як-42Д «Росгидромет». - // Доклады Всероссийской открытой конференции по физике облаков и активным воздействиям на гидрометеорологические процессы, посвященной 80-летию Эльбрусской высокогорной комплексной экспедиции АН СССР, г. Нальчик, 7-9 октября 2014 г., ч.1, Нальчик, 2015. // - с. 256 – 265.
24. Живоглотов Д.Н., Струнин М.А. Измерения навигационных параметров полета и термодинамических характеристик атмосферы с помощью аппаратуры нового поколения самолета-лаборатории Як-42Д «Росгидромет». - // Труды II-ой Всероссийской научной конференции «Экология и космос» им. академика К.Я. Кондратьева, Санкт-Петербург, 10 – 11 февраля 2015 г. - / Военно-космическая академия им. А.Ф. Можайского. /
25. Живоглотов Д.Н. Характеристики качества температурно-ветровых измерений в атмосфере и облаках с борта самолета-лаборатории нового поколения. - // Сборник трудов второй Международной научной конференции с элементами научной школы «Инновационные методы и средства исследований в области физики атмосферы, гидрометеорологии, экологии и изменения климата». - / СКФУ-ВГИ-РГГМУ. / - Ставрополь, 21 – 25 сентября 2015 г. // - с. 85 – 87.
26. Живоглотов Д.Н., Захарова Е.В., Кирич Д.В., Крутиков Н.О., Струнин А.М.,

- Струнин М.А. Исследование влияния термодинамических условий в атмосфере на распределение массовой концентрации черной сажи по результатам самолетных наблюдений - // Турбулентность, динамика атмосферы и климата, Международная конференция, посвященная 100-летию со дня рождения Александра Михайловича Обухова, Москва, 16 – 18 мая 2018 г. Сборник тезисов докладов – М.: Физматкнига, 2018. – 224 с., с. 136.
27. Зайцев В.А. и Ледохович А.А. Приборы для измерения туманов и облаков и измерения влажности. - // Гидрометеиздат. // - 1970. - 255 с.
 28. Котик М.Г., Павлов А.В., Пашковский И.М., Сардановский Ю.С., Щитаев Н.Г. Летные испытания самолетов. - // Машиностроение. // - 1968. - 380 с.
 29. Кучевые облака и связанная с ними деформация полей метеозлементов. - / Под ред. И.П. Мазина и С.М. Шметера. / - // Труды ЦАО. // - 1977. - Вып. 134. - 128 с.
 30. Клеменко Г.П., Приходько Ю.М., Пузырёв Л.Н., Харитонов А.М., Моделирование процессов обледенения летательных аппаратов в аэроклиматических трубах. - // Теплофизика и аэромеханика. // - 2008. - Т.15. - №4. - с. 563 – 572.
 31. Ламли Дж.Л., Пановский Г.А. Структура атмосферной турбулентности. - // М. Мир. // - 1966. - 264 с.
 32. Мазин И.П. Физические основы обледенения самолетов. - // М. Гидрометеиздат. // - 1957. - 120 с.
 33. Облака и облачная атмосфера. Справочник. - / Под ред. И.П. Мазина и А.Х. Хргиана. / - // Л., Гидрометеиздат. // - 1989. - 647 с.
 34. Официальный пресс-релиз Росгидромета от 6 августа 2013 г. «Состоялся испытательный полет самолета-лаборатории Як-42Д № 42440 «Росгидромет», созданного по заказу Федеральной службы по гидрометеорологии и мониторингу окружающей среды». - / <http://meteofr/press/release/4377/>. - // Пресс-служба Росгидромета. //
 35. Официальный пресс-релиз Росгидромета от 6 декабря 2013 г. «Состоялась презентация самолета-лаборатории Як-42Д «Росгидромет». - / <http://www.meteorf.ru/press/releases/5126/>. - // Пресс-служба Росгидромета. //
 36. Официальный пресс-релиз Росгидромета от 13 мая 2014 г. «Первое применение самолета-лаборатории Як-42Д «Росгидромет» для выполнения работ по метеозащите г. Москвы». / <http://www.meteorf.ru/press/releases/7346/>. / - // Пресс-служба Росгидромета. //
 37. Пахомов Л.А. Самолетная аппаратура для измерения вектора ветра. - // Труды ЦАО. // - 1962. - Вып. 41. - с. 62 – 71.
 38. Петунин А.Н. Методы и техника измерений параметров газового потока. - ч. I - // М. Машиностроение. // - 1972. - 238 с.
 39. Петунин А.Н. Методы и техника измерений параметров газового потока. - ч. II. - // М. Машиностроение. // - 1974. - 260 с.
 40. Плауде Н.О., Стулов Е.А., Монахова Н.А., Сосникова Е.В., Гришина Н.П. Роль крупного индустриального города в формирование пригородного атмосферного аэрозоля. - // В кн. Вопросы физики облаков. – Сборник статей памяти С.М. Шметера. // - /Под. ред. А.А. Иванова, И.П. Мазина, М.А. Струнина и др./ - // М. Метеорология и гидрология. // - 2008а. - с. 330 – 343.
 41. Плауде Н.О., Стулов Е.А., Паршуткина И.П., Сосникова Е.В., Монахова Н.А. Характеристики атмосферного аэрозоля в Московском регионе. - // М. Научный мир. // - 2008б. - 79 с.
 42. Приёмник воздушных давлений ПВД-30. Описание. - // ОАО «АЭРОПРИБОР-ВОСХОД». // - 2001. - 1 с.

43. Селезнева Е.С. Атмосферные аэрозоли. - // Л. Гидрометеиздат. // - 1966. - 174 с.
44. Синькевич А.А. К анализу работы ИК радиометра при измерении температуры воздуха в свободной атмосфере и в облаках. - // Труды ГГО. // - 1981. - Вып. 439. - с. 93 – 101.
45. Синькевич А.А. Исследование термических характеристик мощных кучевых облаков с помощью ИК радиометров. - // Метеорология и Гидрология. // - 1984. - № 1. - с. 40 – 44.
46. Ситников Н.М., Борисов Ю.А., Чекулаев И.И., Ефремов Д.И., Акмулин Д.В., Ситникова В.И., Улановский А.Э. Возвращаемый аэрологический зонд на базе беспилотного или дистанционно пилотируемого летательного аппарата для баллонного зондирования атмосферы. - // Метеорология и Гидрология. // - 2014. - № 9. - с. 90 – 96.
47. Струнин М.А. Турбулентный энерго- и влагообмен в пограничном слое атмосферы над термически неоднородной поверхностью (над долиной реки Лены в районе г. Якутска). - В кн. Тепловлагообмен в мерзлотных ландшафтах Восточной Сибири и его факторы. - Раздел 2.7 - / Под. Ред. А.Г. Георгиади и А.Н. Золотокрылина./ –// Москва – Тверь. - Изд. Триада. // – 2007. - с. 221 – 357.
48. Струнин М.А. Исследования пограничного слоя атмосферы с помощью самолетов-лабораторий. - // Мир измерений. - М. Изд. «Прист». // – 2008. - № 8. - с. 6 – 14.
49. Струнин М.А. Научно-методические основы исследования термодинамического состояния атмосферы с борта самолета-метеолaborатории. - // М. Физматкнига. // - 2010. - 95 с.
50. Струнин М.А. Измерения турбулентности облачной атмосферы с борта самолета-лаборатории. - // Мир измерений. - М. Изд. «Прист». // - 2011. - № 9. - с. 9 – 19.
51. Струнин М.А. Турбулентность в облачной атмосфере (в облаках и околооблачном пространстве). Эмпирическая модель турбулентности в облачной атмосфере. Справочное пособие для научных работников и инженеров-метеорологов. - // Долгопрудный. – Физматкнига. // - 2013. - 192 с.
52. Струнин А.М. Влияние водности облака на расчеты спектральных характеристик полей температуры и турбулентных потоков тепла в зоне кучевых облаков по данным самолетных наблюдений. - // Метеорология и гидрология. // - 2013. - № 7. - с. 53 – 64.
53. Федоренко А.И., Шилин А.Г., Савченко А.В. Новые возможности исследования активности льдообразующих составов на базе модернизированной горизонтальной трубы ИЭМ. - // Тезисы Всероссийской конференции по физике облаков и активным воздействиям на гидрометеорологические процессы, 24 – 28 октября 2011 г., Нальчик. // - с.79 – 82.
54. Харитонов А.М. Техника аэродинамического эксперимента. - // Новосибирск. – НГТУ. // - 2011. - 643 с.
55. Хргиан А.Х. Физика облаков. Т.1 - // Ленинград. - Изд. ГИМИЗ. // - 1961. - 94 с.
56. Хргиан А.Х. Физика облаков. Т.2 - // Ленинград. - Изд. ГИМИЗ. // - 1961. - 95 с.
57. ЦИАМ Установка для моделирования переохлажденного облака. - // - ЦИАМ. // – 2015. - <http://www.ciam.ru/?NewsId=1848&lang=RUS>
58. Alexander M. Strunin and Dmitriy N. Zhivoglotov. Estimation of the effect of cloud liquid water content on calculations of the spectral characteristics of horizontal turbulent exchange between a cumulus cloud and ambient atmosphere based on aircraft observations. - // Proceedings of 16th International Conference on Clouds and Precipitation. // - July 31 – August 3. - 2012. - Leipzig, Germany. - 13 p.
59. Airborne Measurements for Environmental Research. Methods and Instruments. Edited by V. Wendisch and J.-L. Brenguier. - // WILEY-VCH Verlag GmbH & Co. RGA. // – 2013. - 655 p.

60. ANSYS Аэродинамическое моделирование для модернизации газоздушных трактов ГРЭС. // - ANSYS. // - 2012. - <http://cae-expert.ru/articles/aerodinamicheskoe-modelirovanie-dlya-modernizacii-gazovozdushnyh-traktov-gres>
61. ANSYS CFX. Опыт использования ANSYS CFX при доводке конструкции лопаток турбины авиационного двигателя. - 2013. <http://cae-expert.ru/articles/opyt-ispolzovaniya-ansys-cfx-pri-dovodke-konstrukcii-lopatok-turbiny-aviacionnogo>
62. ANSYS Fluent. Ускорение расчетов в ANSYS Fluent с графическими процессорами NVIDIA. ANSYS FLUENT - 2015. <http://cae-expert.ru/articles/uskorenie-raschetov-v-ansys-fluent-s-graficheskimi-processorami-nvidia>
63. Axford D.H. On the accuracy of wind measurements using an inertial platform in an aircraft and example of a measurement of the vertical mesostructure of the atmosphere. - // J. App. Meteorol. // - 1968. - V. 7. - pp. 645 – 666.
64. Benedict R.P. Fundamentals of Temperature, Pressure, and Flow Measurements. - // John Wiley and Sons. // - 1984. - 532 p.
65. Blanchard R.L. A new algorithm for computing inertial altitude and vertical velocity. - // IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst. // - 1971. - No AES-7. - pp. 1143 – 1146.
66. Bogel W., Baumann R. Test and calibration of the DLR Falcon wind measuring system by maneuvers. - // J. Atm. Ocean. Technol. // - 1991. - No 8. - pp. 5 – 18.
67. Brinkmann J. Instrumentation of the Do 128 D-IBUF for airborne measurements. - // In: SFB 233 Abschlussband, Mainz. // - 1999. - 98 p.
68. Britting K. R. Inertial navigation system analysis. - //Willey-Interscience. // - 1971. - 249 p.
69. Brutsaert W.H. Evaporation into the Atmosphere. - // D. Reidel, Dordrecht. // - 1982. - 299 p.
70. Burns A. Power spectra of low level atmospheric turbulence measured from aircraft. - // Br. Aero. Res. Con. // - 1964. - V. 733. - 111 p.
71. CD ADAPCO GROUP - <http://www.cd-adapco.com/>
72. Clement C.F., L.Pirjola L., M. Dal Maso, J.M. Makela, M, Kulmala. Analysis of particle formation bursts observed in Finland. - // J. Aerosol. Sci. // - 2001. - V. 32. - No 2. - pp. 165 – 186.
73. Cloud Image Probe <http://www.dropletmeasurement.com/cloud-imaging-probe-cip>
74. Comte-Bellot G. Hot-wire anemometry. - // Ann. Rev. Fluid. Mech. // - 1976. - No 8. - pp. 209 – 231.
75. Desjardins R.,L., Hart R., MacPherson J., Schuepp P., Verma S. Aircraft- and tower-based fluxes of carbon dioxide, latent, and sensible heat. - // J. Geophys. Res. // - 1992a. - V. 97. - D17. - pp. 18477 – 18485.
76. Dobosy R.J., Crawford T.L., MacPherson J.I., Desjardins R.L., Kelly R.D., Oncley S.P. and Lenschow D.H. Intercomparison among four flux aircraft at BOREAS in 1994. - // J. Geophys. Res. // - 1997. - V. 102. - D24. - pp. 29101 – 29111.
77. Druilhet A., Durand P. Experimental investigation of atmospheric boundary layer turbulence. - // Atmos. Res. // - 1997. - V. 43. - pp. 345 – 388.
78. Haman K.E., Malinowski S.P. Temperature measurements in clouds on a centimetre scale. Preliminary results. - // Atmos. Res. // - 1996. - V. 41. - Iss. 2. - pp. 161 – 175.
79. Haman K.E., Malinowski S.P., Strus B.D., Busen R., Stepko A. Two new types ultrafast aircraft thermometer. - // J. Atmos. Ocean. Technol. // - 2001. - V. 18. – pp. 117 – 134.
80. Honeywell 142PC15A <http://www.psystem.ru/datchiki/Pressure-Honeywell.html>
81. Franke H., Maser R., Vinnichenko N. Dreiling V. et al. Adaptation of microphysical and chemical instrumentation to the airborne measuring platform Iljushin Il-18 «Cyclone» and flight regime planning during the Arctic Haze investigation 1993-95. - // Atmos. Res. // - 1997. - No 44. - pp. 3 – 16.
82. Friehe C.A. and Khelif D. Fast response aircraft temperature sensors. - // J. Atmos. Ocean. Technol. // - 1993. - No. 9. - pp. 784 – 795.

83. Fuehrer P.L., Friehe C.A and Edwards D.K. Frequency response of a thermistor temperature probe in air. - // J. Atmos. Ocean. Technol. // - 1994. - No. 11. - pp. 476 – 488.
84. Icing research tunnel. - An International Historic Mechanical Engineering Landmark. – NASA. - 1987.
85. IVT–Icing Wind Tunnel. / CIRA, Capua. - 2001. - <http://www.cira.it/en/impianti-en/iwt-icing-wind-tunnel>
86. Goodrich Sensor System. Goodrich total temperature sensors. - // Technical Rep. 5755. - Revision C. // – 1994. - 28 p.
87. Gracey W. Wind-tunnel investigation of a number of total-pressure tubes at high angles of attack. - // US NACA, Report 1303. // - 1957. - 23 p.
88. Gracey W. Measurements of static pressure on aircraft. - // US NACA, Report 1364. // - 1958. - 23 p.
89. Kelly R.D., Smith E.A., MacPherson J.I. A comparison of surface sensible and latent heat fluxes from aircraft and surface measurements in FIFE87. - // J. Geophys. Res. // - 1992. - No. 97. - pp. 18445 – 18453.
90. Khelif D., Burns S.P. and Friehe C.A. Improved wind measurements on research aircraft. - // J. Atmos. Ocean. Technol. // - 1999. – No. 16. - pp. 860 – 875.
91. Korolev A., Strapp J., Issac G., and Nevzorov A. The Nevzorov airborne hot-wire LWC-TWC probe: principle of operation and performance characteristics. - // J. Atmos. Ocean. Technol. // - 1998. - No 15. - pp. 2117 – 2151.
92. Lawson R.P. A system for airborne measurement of vertical air velocity. - // J. Appl. Meteorol. // - 1979. - V. 18. - No 10. - pp. 1363 – 1368.
93. Lawson R.P. and W.A. Cooper. Performance of some airborne thermometers in clouds. - // J. Atmos. Ocean. Technol. // - 1990. - V. 7. - pp. 480 – 494.
94. Lawson R.P. and Rodi A.R. A new airborne thermometer for atmospheric and cloud physics research. - /Part I: Design and preliminary flight tests. / - // J. Atmos. Ocean. Technol. // - 1992. - V. 9. - pp. 556 – 574.
95. Lenschow, D.H. and Jonson W.B. Concurrent airplane and balloon measurements of atmospheric boundary layer structure over a forest. - // J. Appl. Meteorol. // - 1968. - V. 7. - No 1. - pp. 79 – 89.
96. Lenschow, D.H. Vanes for sensing incidence angles of the air from aircraft. - // J. Appl. Meteorol. // - 1971. - V. 10. - pp. 1339 – 1343.
97. Lenschow D.H. The Measurements of Air Velocity and Temperature Using the NCAR Buffalo Aircraft Measuring System. - // Technical Note TN/STR-74, NCAR, Boulder, Colorado. // - 1972. - 39 p.
98. Lenschow, D.H., and W.T. Pennell. On the measurement of in-cloud and wet-bulb temperatures from an aircraft. - // Mon. Wea. Rev. // - 1974. - No 102. – pp. 447–454.
99. Lenschow, D.H. and Spyers-Duran P. Measurement techniques: air motion sensing. - // Res. Aviation Facility, NCAR, Bulletin 23. // - 1989. - 36 p.
100. Lenschow, D.H., Miller E.R., and Friesen R.B. A three-aircraft intercomparison of two types of air motion measurement systems. - // J. Atmos. Ocean. Technol. // - 1991. - No 8. pp. 41 – 50.
101. McMeeking G. R., T. Hamburger, D. Liu, M. Flynn, W. T. Morgan, M. Northway, E. J. Highwood, R. Krejci, J. D. Allan, A. Minikin, and H. Coe. Black carbon measurements in the boundary layer over western and northern Europe. - // Atmos. Chem. Phys. // - 2010. - No 10. - pp. 9393 – 9414.
102. MacPherson J. I. Wind and flux calculations on the NAE Twin Otter. - // National Research Council Canada LTR-109. - Ottawa, Canada. - 1990. - 38 p.
103. MacPherson J. I., Leach B. W., Marcotte D. L., and Hardwick C. D. Wind and flux measurements on NCR aircraft. - // Workshop on Cloud Microphysics and Application to Global Change. - Toronto, Canada, August 10 – 14. // - 1992. - 8 p.

104. Mezrin M. Yu. and Starokoltsev E.V. Aircraft condensation hygrometer and some results of measuring humidity in the zone of equatorial tropopause. - // Atmos. Res. // - 2001. - No 59 – 60. - pp. 331 – 341.
105. Mezrin M. Yu. and Starokoltsev E.V. Aircraft condensation hygrometer and some results of measuring humidity in the zone of equatorial tropopause. — // Atmos. Res. // – 2001. - No 59 – 60. - pp. 331 – 341.
106. Mezrin M. Yu., Starokoltsev E.V., Fujiyoshi Y., Yoshizaki M. Contribution of different scales to integral moisture transport based on aircraft observations over the Sea of Japan. – // Atmos. Res. // - 2003. - No 69. - pp. 109 – 124.
107. Mitsuta X. Sonic anemometer –thermometer. - // Fasil. Atmos. Res. // - 1971. = No 16. - pp. 6 – 8.
108. Micro Inertial Reference System Laseref VI. - // Product Description. Honeywell. // - 2012. - 33 p.
109. MPXV5010DP фирмы Freescale Semiconductor <http://pdf1.alldatasheet.com/datasheet-pdf/view/96910/MOTOROLA/MPXV5010DP.html>
110. Muller D.R., Lin J.D., Wang Y.S., and Tristle H.W. A triple hot-film and wind octant combination probe for turbulent air flow measurements in and near plant canopy. - // Agricul. Forest Meteorol. // - 1989. - No 44. - pp. 353 – 368.
111. NCAR Reasearh Aviation Facility. Pressure measurements from NCAR aircraft. – // Bulletin No 21. // - 2009. - 11 p
112. NSF/NCAR Gulfstream V Investigator's Handbook. - // Res. Aviation Facility. // - / Earth Observing Laboratory National Center for Atmospheric Research, Boulder, Colorado, USA. / - 2006. - 82 p.
113. Open - Circuit Propulsion Wind Tunnel. - NRC Facilities. - 2010. - <http://www.nrc-cnrc.gc.ca/eng/index.html>.
114. Quante M., Brown P.R.A., Baumann R., Guillemet B., Hignett P. Three-aircraft intercomparison of dynamical and thermodynamical measurements during the Pre-EUCREX campaign. - // Beitr. Phys. Atmos. // - 1996. - No 69. - pp. 128 – 146.
115. Panofsky H.A. and Dutton J.A. Atmospheric turbulence: Models and methods for engineering applications. - // Wiley-Interscience Publications, John Wiley&Sons, New York-Chichester-Brisbane-Toronto-Singapore. // - 1983. - 397 p.
116. Parameswaran V. and Jategaonkar R.V. Calibration of 5-hole Probe for Flow Angles from Advanced Technologies Testing Aircraft System Flight Data. - // Defence Science Journal. // - 2004/ - V. 54. - pp. 111 – 123.
117. Rodi A.R. and Spyers-Duran P.A. Analysis of time response of airborne temperature sensors, - // J. Appl. Meteorol. // - 1972. - No 11. – pp. 554 – 556.
118. Rodi A.R. and Leon D.C. Correction of static pressure on a research aircraft in accelerated flight using differential pressure measurements. - // Atmos. Meas. Tech. // - 2012. - No 5. - pp. 2569 – 2579.
119. Rosemount. Total temperature sensors. - // Rosemount Engineering Company Tech. Bull. // - 5755. - 1981. - 28 p.
120. Rosemount. Rosemount model 1201F1B barometric pressure transducer. - // Rosemount Inc. // - 1983. - 4 p.
121. Rosemount 858 flow angle sensors. - // Rosemount Aerospace Inc. // - 1996. - 7 p.
122. Schotanus P., Nieuwstadt F.T.M. and De Bruin H.A.R. Temperature measurements with a sonic anemometer and its application to heat and moisture fluxes. - // Bond.-Layer Meteorol. // - 1983. - No 6. - pp. 81 – 93.
123. Schwarz, J. P. R. S. Gao, D.W. Fahey, D. S. Thomson, L.A. Watts, J.C. Wilson, J.M. Reeves, M. Darbeheshti, D. G. Baumgardner, G.L. Kok, S.H. Chung, M. Schulz, J. Hendricks, A. Lauer, B. Karcher, J. G. Slowik, K. H. Rosenlof, T. L. Thompson, A.O. Langford, M., Loewenstein, K. C. Aikin. Single-particle measurements of midlatitude

- black carbon and light-scattering aerosols from the boundary layer to the lower stratosphere. - // J. Geoph. Res. // - 2006. - V. 111. - D16207.
124. Sinkevich A.A. Lowson R.P. A survey of temperature measurements in convective clouds. - // J. Appl. Meteorol. // - 2005. - No 44. - pp. 1133 – 1145.
 125. Spray Bars to Help Test Engine Icing. / - NASA. – 2012. - http://www.nasa.gov/multimedia/imagegallery/image_feature_2186.html
 126. Spyers-Duran P. and Schanot A. BOREAS Project documentation summary. - // Nat. Cent. For Atmos. Res., Boulder, Colo. // - 1995. - RAF No 4-818. - 200 p.
 127. Stohl A., Forster C., Frank A., Seibert P. and G. Wotawa. Technical Note : The Lagrangian particle dispersion model FLEXPART version 6.2. - // Atmos. Chem. Phys. // - 2005. - V. 5. - pp. 2461 – 2474.
 128. Strunin M.A. and Hiyama T. Response properties of atmospheric turbulence measurement instruments using Russian research aircraft. - // Hydrol. Proc. // - 2004. - No 18. - pp. 3099 - 3117.
 129. Strunin A.M. and Zhivoglotov D.N. A method to determine true air temperature fluctuations in clouds with liquid water fraction and estimate water droplet effect on the calculations of the spectral structure of turbulent heat fluxes in cumulus clouds based on aircraft data. - // Atmos. Res. // - 2014. - V. 138. - No 1. - pp. 98 – 111.
 130. Telford J.W., Warner J. On the measurement from an aircraft of buoyancy and vertical air velocity in cloud. - // Journ. Atm. Sci. // - 1962. - V. 19. - No 5. - pp. 415 – 423.
 131. TESIS FlowVision - <https://flowvision.ru/>
 132. Total Temperature Sensors. - // Technical Report No 5755. - Revision C. // - 1994. - 30 p.
 133. Vehkamäki H., M. Dal Maso, Hussein T., and al. Atmospheric particle formation events at Varrio measurement station 1998 – 2002. - // J. Aerosol. Sci. // - EAC, Budapest. - V. II. – 2004. - pp. 1045 – 1047.
 134. Williams A. and Marcotte D. Wind measurements on a maneuvering twin-engine turboprop aircraft accounting for flow distortion. - // J. Atm. Ocean. Tech. // - 2000. - No 17. - pp. 795 – 810.
 135. Wolff M. and Bange J. Inverse method as an analyzing tool for airborne measurements. - // Meteorol. Z., N.F. // - 2000. - No 9. - pp. 361 – 376.
 136. Zheng Guoguang. A national key research project: demonstration of precipitation enhancement techniques. - // Eight WMO. // - / Sci. Conf. on Wea. Mod. - WMP Report № 39. / - Casablanca, Morocco, April 2003. - pp. 31 – 33.
 137. Zhivoglotov D.N. Reliability of wind speed and air temperature measurements based on new generation aboard instruments of Russian aircraft-laboratory Yak-42D «ROSHYDROMET». - // Fifth International Scientific School for Young Scientists «WAVES AND VORTICES IN COMPLEX MEDIA», Moscow, November, 24 – 28, 2014, Ishlinsky Institute for Problems in mechanics of the RAS. // - pp. 97 – 99.