

Об измерении электрических полей в атмосфере в области крайне низких частот

Ю.П. Михайловский

ВКА имени А.Ф.Можайского, С-Петербург, Ждановская, 13; yurpalych@ya.ru

Рассматриваются вопросы погрешностей самолетных измерений напряженности электрического поля (E) в «чистой» атмосфере и в облаках и аэрозолях. Предлагаются методики снижения погрешностей обусловленных собственным зарядом самолета (Q) и ошибками определения коэффициентов искажения поля (K) при полетах в чистой атмосфере. Анализируются источники погрешностей измерений E в облаках и делается вывод о необходимости серьезной доработки методики измерений в этих условия.

Questions of errors of aircraft measurements of the electric field strength (E) in a "clean" atmosphere and in clouds and aerosols are studied. Methods for reduction of errors caused by the charge of the aircraft (Q) and errors of determination of the coefficients of distortion field (form-factors K) for flights in the clean atmosphere are proposed. Sources of measurement error E in clouds are analyzed. It's concluded that serious revision of the methodology of the measurements in these conditions is necessary

Измерения электрических полей (градиента потенциала или напряженности электрического поля E) в атмосфере в области крайне низких частот могут использоваться для: - мониторинга электрического поля Земли; - мониторинга аэрозольного, в том числе радиоактивного, загрязнения атмосферы и поверхности; - обнаружения заряженных объектов или областей в атмосфере и на земле; - прогнозирования землетрясений и извержений вулканов; - контроля электрического состояния облаков и других целей. Для решения этих задач могут использоваться как измерения на поверхности земли, так и вертикально-горизонтальные зондировки атмосферы с помощью самолетов и других летательных аппаратов. В данном сообщении мы остановимся на измерениях E с использованием самолетов, как наиболее сложных.

Измерения E в атмосфере с помощью самолетов начались в 50-х годах прошлого столетия. С самого начала СССР занимала передовые позиции в области самолетных атмосферно – электрических измерений, а именно – использовалась система самолетных флюксметров, позволяющая исключить влияние собственного заряда самолета (Q); для определения коэффициентов искажения электрического поля заряженным проводящим самолетом (K) использовались измерения на точной масштабной модели самолета в плоском электрическом конденсаторе; в качестве самолета – носителя использовался самолет ИЛ-14 с двигателем внутреннего сгорания и потому имеющий малый собственный заряд в чистой атмосфере. Все это позволяло обеспечивать точность измерений E около единиц В/м и дало возможность проводить уникальные измерения E свободной атмосферы до высот 5 –6 км. (потолок самолета ИЛ-14) [1]. В 1979 году было оборудовано новое поколение самолетов-метеолaborаторий (СМЛ) АН-12 и ИЛ-18. Первый опыт эксплуатации этих СМЛ заставил заново вернуться к вопросам точности измерения E . Т.к. самолеты имели очень большой собственный заряд в чистой атмосфере, создававший на фюзеляже E_q до 10000 В/м, и наблюдались существенные различия между реальными K и модельными, погрешности измерения более чем в 100 раз превышали погрешности для ИЛ-14 [3, 4]. Описание методов решения задачи снижения погрешностей до приемлемых и составляет суть доклада.

Измерения электрического поля вне облаков, осадков и других аэрозолей

Электрическое поле \mathbf{E} , измеренное i -м датчиком можно представить

$$E_i^S = f_i(k_{ix}, k_{iy}, k_{iz}, k_{iq}, E_x, E_y, E_z, Q), \quad (1)$$

Или в матричной форме:

$$\mathbf{E}^S = \mathbf{K} \mathbf{E}^{EQ}, \quad (2)$$

где: $\mathbf{E}^{EQ} = (E_x, E_y, E_z, Q)$; E_x, E_y, E_z - ортогональные компоненты измеряемого вектора \mathbf{E} в системе координат самолета; Q - собственный заряд самолета, создающий на фюзеляже в точке i напряженность $E_i^Q = Q k_{iq}$; $k_{ix}, k_{iy}, k_{iz}, k_{iq}$ - коэффициенты формы для i -го датчика.

Решая (2) относительно \mathbf{E}^{EQ} ($i=1, 2, 3, 4$) получим:

$$\mathbf{E}^{EQ} = \mathbf{K}^{-1} \mathbf{E}^S, \quad (3)$$

Или, для $i=1, \dots, n$ и $j = x, y, z, q$:

$$E_j^{EQ} = F_j(k_{1j}, k_{nj}, E_1^S, \dots, E_n^S), \quad (4)$$

Абсолютная ошибка, соответственно:

$$(dE_j^{EQ}) = (dF_j/dK_{1j})^2 (dK_{1j})^2 + (dF_j/dK_{nj})^2 (dK_{nj})^2 + (dF_j/dE_{1s})^2 (dE_{1s})^2 + (dF_j/dE_{ns})^2 (dE_{ns})^2, \quad (5)$$

Анализируя (5) можно наметить основные пути уменьшения dE^{EQ} , а именно:

1) уменьшение количества слагаемых в (5) при размещении датчиков на электрических нейтралах или на их пересечениях, при этом соответствующие dF_j/dK_{ij} и dF_j/dE_{is} будут равны нулю; 2) размещение датчиков в точках минимальных значений dF_j/dK_{ij} и dF_j/dE_{is} ; 3) уменьшение погрешностей самих коэффициентов формы dK_{ij} ; 4) уменьшение ошибок каждого датчика dE_{is} .

Уменьшение dE^{EQ} путем оптимального расположения датчиков. Как показывает наш опыт, первые два пути, (1) и (2), снижения ошибок чрезвычайно важны и эффективны. Однако существует множество различных дополнительных ограничений на размещение датчиков \mathbf{E} на корпусе, например, близость топливных баков, рулевых тяг и пр., которые зачастую заставляют нас выбирать между плохим и очень плохим вариантом. Это особенно актуально для современных самолетов-лабораторий (СМЛ) чрезвычайно насыщенных датчиками и антеннами. Определение в таких условиях квазиоптимального расположения датчиков требует определенного опыта. Хотя из общих соображений ясно, что значения dF_j/dk_{ij} и dF_j/dE_{is} максимальны вблизи острий и малых радиусов. Следовательно, размещать датчики следует на плоских частях фюзеляжа, таких, например, как верх центроплана для АН-12 и низ для ИЛ-18. А там как раз находятся бензобаки. Для детального исследования вопроса о распределении значений dF_j/dk_{ij} и dF_j/dE_{is} по фюзеляжу можно использовать модельные измерения в плоском конденсаторе [1] или расчетные методы [6]. Хороший эффект может дать использование избыточного количества датчиков. Значение \mathbf{E}^{EQ} определяется из условия минимизации

$$k = S (E_{is} - f_i(\mathbf{K}, \mathbf{E}^{EQ}))^2, \quad (6)$$

Уменьшение dE^{EQ} путем снижения погрешностей определения коэффициентов формы K_{ij} . Исследования последних лет демонстрируют большие резервы снижения dE^{EQ} за счет повышения точности определения матрицы \mathbf{K} (3). Но даже современные экспериментальные и теоретические методы определения \mathbf{K} [5, 6, 7, 8] не могут, на наш взгляд, дать требуемой точности, т.к. имеется существенная разница между моделью и СМЛ в полете. Эта разница обусловлена наличием высокоионизованных струй от двигателей и других источников, которые изменяют электрическую форму и емкость СМЛ и также сложностью моделирования различных антенн и обтекателей, включая

обтекатели датчиков E . Показательны результаты [6]. Для СМЛ "Lear jet 36A" разница теоретических и практических коэффициентов составляла 40% [6]. Мы для некоторых K получали ошибки более 100%. Для решения этой проблемы нами были разработаны методики определения (или уточнения) матрицы K в результате проведения специальных полетов. Этими полетами мы задаем априорную информацию о E^{EQ} (значение или связи между компонентами). Получив показания датчиков E^s мы решаем (2) и (3) относительно K . Нами использовались следующие режимы полетов:

1. Полеты в чистой (безоблачной) атмосфере (ЧА) на больших высотах ($H > 6$ км) с варьированием Q СМЛ изменением режима двигателей или с помощью активного компенсатора. В этом случае $E_x = E_y = E_z = 0$, $Q = \text{переменно (VAR)}$.

2. Полеты в ЧА на малых высотах ($H < 100$ м) в однородном поле Земли с варьированием Q , $E_x = E_y = 0$, $E_z = \text{const} = C$, $Q = \text{VAR}$.

3. Полеты в ЧА в поле Земли с постоянным зарядом и определенным креном, $E_x = 0$, $E_y = C \sin \alpha$, $E_z = C \cos \alpha$, $Q = \text{const}$.

4. Полеты в ЧА в поле Земли с постоянным Q и определенным тангажом, $E_x = C \sin \theta$, $E_y = 0$, $E_z = C \cos \theta$, $Q = \text{const}$.

5. Полеты в ЧА вблизи облаков с разрядами молний, $dE_x/dt = 0$, $dE_y/dt = 0$, $dE_z/dt = 0$, $dQ/dt = 0$.

6. Полеты в ЧА вблизи электризованного облака, $Q = \text{const}$, $E^E = \text{VAR}$.

7. Полеты 2-х СМЛ каждый из которых играет роль и источника поля E и измерителя, $E_x = f_x(Q', r)$, $E_y = f_y(Q', r)$, $E_z = f_z(Q', r)$, $Q = \text{const}$.

8. Полеты в ЧА вблизи электризованного облака или «заряда СМЛ» с последующим использованием программы параметризации. В этом случае источник E представляется как система точечных источников q_i с координатами r_i которые формируют поле e_{ij} в точке "j" на траектории полета. Функционал минимизируется относительно q_i и K одновременно, $(F(q_i, r_{ij}) - KE^S)^2 = \text{min}$.

9. Полеты в ЧА на малой высоте над наземным датчиком, $Q' = \text{const}$, $E' = G(Q', r')$.

Уменьшение dE^{EQ} путем снижения погрешностей каждого датчика dE_i^s , обусловленных высокими значениями собственного заряда самолета. Опыт эксплуатации нового поколения СМЛ показал, что E , обусловленная собственным зарядом СМЛ, вблизи фюзеляжа современных СМЛ типа АН-12 и ИЛ-18 может достигать значений порядка 10000 В/м даже в безоблачной атмосфере. Понятно, что при заданной 5% погрешности датчиков измерение на этом фоне значений E около единиц В/м сложная техническая и методическая задача. Особенно учитывая форму регистрации E на оптические самописцы с последующей ручной обработкой. Для уменьшения ошибок, обусловленных собственным зарядом СМЛ, использовались следующие методы: (1) компенсация сигнала Q СМЛ на входе усилителя; (2) компенсация сигнала Q СМЛ на выходе усилителя; (3) компенсация поля Q СМЛ на сенсоре датчика; (4) компенсация заряда всего СМЛ.

В первых трех случаях сигналы, пропорциональные Q СМЛ, подаются соответственно на вход и выход усилителя или на специальную тарировочную пластину датчика. В случае (4) на борт устанавливаются специальные коронирующие иглы, которые позволяют компенсировать токи двигателей, заряжающие СМЛ. Т.е. уменьшая E^Q мы уменьшаем dE_i^s и dE^{EQ} . При использовании первых трех методов ошибки компенсирующих устройств также носят случайный характер, в четвертом случае возможно появление систематических ошибок, обусловленных токами с острых компенсаторов.

Измерения электрического поля в облаках и других аэрозолях

Как следует из общих физических соображений и подтверждено нашим опытом, в общем случае, измерения E внутри облаков и аэрозолей некорректны. В этом случае

могут нарушаться основные допущения, на которых базируется используемая в настоящее время методика измерений – эквипотенциальность корпуса СМЛ и однородность внешнего поля.

Сильное заряджение различных диэлектрических обтекателей на фюзеляже потоками аэрозольных частиц может приводить к таким разностям потенциалов фюзеляжа и обтекателя, что возникают явления коронирования и искрового пробоя. Кроме этого к нарушению эквипотенциальности может приводить также обледенение фюзеляжа и металлических обтекателей, в частности обтекателей датчиков **Е**. Автор лично был свидетелем и участником измерений **Е** в переохлажденных слоисто-дождевых облаках. В результате небольшого, на первый взгляд, обледенения передней кромки выступающей части датчика **Е** его показания изменились почти втрое, что могло быть воспринято как появление значений E_z около 50 000 В/м.!

Масштабы системы датчиков **Е** на самолете (десятки метров) могут оказаться сравнимы с масштабами неоднородностей зарядов в облаке, что приводит к неоднородности поля. Кроме этой «естественной» неоднородности **Е**, весьма вероятно появление «искусственных» неоднородностей, вызванных облачными или аэрозольными частицами, сильно заряженными при столкновении с фюзеляжем СМЛ или обтекателями и пролетающими в непосредственной близости от датчиков.

В этих условиях погрешности измерений **Е** зависят от большого количества факторов – стадии жизни облака, агрегатного состояния частиц (жидкие, твердые, переохлажденные), температуры в месте измерения и состояния поверхности СМЛ, взаиморасположения датчиков и других обтекателей, положения закрылков и рулей высоты и множества других трудноучитываемых факторов. И могут меняться от приемлемых – при измерениях в теплых или, наоборот, чисто кристаллических облаках и при использовании СМЛ, оборудованных специально для измерений **Е** – до неприемлемых, вплоть до неправильного определения знака, – при полетах в условиях обледенения в развитых в электрическом смысле облаках и с использованием универсальных СМЛ с наличием всех недостатков, отмеченных выше. В последнем случае за изменения **Е** могут быть приняты изменения в условиях обтекания самолета в зависимости от угла тангажа или изменения заряжения самолета, отдельных его частей и столкнувшегося с ним аэрозоля в зависимости от температуры, размеров и фазового состояния частиц и других факторов и другие причины.

Токи, заряжающие СМЛ в облаках, могут быть в 1000 и более раз выше, чем вне облаков [1]. В этих условиях используемые нами высоковольтные разрядники не эффективны. В общем измерения **Е** в облаках это чрезвычайно сложная задача, требующая участия специалиста начиная с этапа оборудования СМЛ. И хотя самые общие требования можно сформулировать – расположение датчиков в отдалении от диэлектрических обтекателей и вне зон действия «искусственных» объемных зарядов, уменьшение базы расположения датчиков и др., но их практическая реализация зачастую трудновыполнима.

Результаты и рекомендации

Практически все описанные выше методы повышения точности измерений **Е** вне облаков и аэрозолей были опробованы на реальных самолетах (ИЛ-14, ТУ-104, ИЛ-18 «Циклон», ИЛ-18 «Взлет», АН-12 «Циклон», ЯК-40, АН-24). При практической реализации этих методов пришлось преодолеть массу дополнительных проблем связанных с особенностями распределения **Е** «хорошей погоды», заряда самолета и эффективности активного компенсатора с высотой. Но полученные результаты оправдали затраченные усилия. Например, ниже приведены начальная и уточненная матрицы **К** для СМЛ АН-12 № 11530.

Начальная матрица **К**

Уточненная матрица **К**

	E_x	E_y	E_z	E_q	E_x	E_y	E_z	E_q
верх	0	0	1.67	0.55	0.07	0	3.04	0.32
низ	0	0	3.51	0.74	0.05	0	5.53	0.64
бок	0	0.52	0	0.43	0.06	1.74	0.14	0.32
хвост	1.03	0	0	1.00	4.11	0	1.13	0.84

Видно, что хотя по чертежам датчики расположены на пересечении электронейтралей, симметрия наблюдается только для E_y , да и абсолютные значения коэффициентов отличаются в разы. При исследованиях 2-х однотипных самолетов ИЛ-18 было получено, что вследствие конструктивных особенностей установки датчиков отношение коэффициентов формы верхнего и нижнего датчика для СМЛ «Циклон» равно 1.8, а для СМЛ «Взлет» – 0.8. Следовательно, без предлагаемых исследований были возможны ошибки не только в величине, но и в знаке E_z . Еще одним примером успешного использования предлагаемых методик являются измерения с помощью СМЛ ИЛ-18 «Взлет» (см. выше !) трендов E Земли в 1989 году во время советско-американского эксперимента «Озон» в Арктике. С помощью самолета имеющего такие же двигатели, как и на АН-12, измерялись E порядка нескольких В\м [2]. Следует заметить, что ученые других стран столкнулись с такими же проблемами и решали их сходными методами. Правда существенно позднее [5,6,7,8]. Методика измерений E в облаках существенно более сложная и нуждается в серьезной доработке, а к уже имеющимся и вновь получаемым результатам по измерениям E внутри облаков следует относиться с особой осторожностью, с учетом вышесказанного. Измерения E внутри облаков уже явились причиной появления спорных физических гипотез и это может продолжаться. Особенно если учитывать уникальность таких измерений и сложности с оценкой ошибок этих измерений

Литература

1. Имянитов И.М. Электризация самолетов в облаках и осадках. Гидрометиздат, Л., 1976. 385С.
2. Мартынов А.А., Михайловский Ю.П. Результаты самолетных измерений атмосферного электричества в Арктике весной 1989 г.. 4 ВС. симпозиум по Атм. Эл-ву, Нальчик, 1990. С. 62-63.
3. Михайловский Ю.П., Б.А. Белов, Б.Ф. Евтеев, Ю. О точности измерений напряженности электрического поля и заряда самолета, Проблемы атмосферного электричества, Гидрометиздат, Л., 1990. С.138-146
4. Михайловский Ю.П. О проблемах контроля электрического состояния облаков. Научная конференция институтов Росгидромета «Теоретические и экспериментальные исследования конвективных облаков», С-П. 2008. С. 28-30.
5. Anderson, R.V., and J.C. Bailey, Experimental calibrations of an aircraft vector electric field meter system, Int. Aerosp. Ground Conf., 1986. P.33.1-33.13.
6. Giori, K.L., J.E Nanevicz, and M.J Baron, Comparison of the electrical charging and discharging environments of multiple aircraft-borne electric-field measurement system, paper presented at the International Conference on Lightning and Static Electricity, Atlantic City, N.J., 1992.
7. Jones, J., Electrical emissions of airplanes flying in electrified clouds and their effect on airplane measurements of cloud electric field, paper presented at the International Conference on Lightning and Static Electricity, Cocoa Beach, Fla, April 16-19, 1991.
8. Mazur, V., L. Ruhnke, T. Rudolph and R. A. Perala, Effect of E-field mill location on the accuracy of electric field measurements with airplane. Int. Aerosp. and Ground Conf. 1986.pp. 31.1-31.7.